

**DISEÑO MORFOLÓGICO Y FUNCIONAL DEL PAQUETE AERODINÁMICO
DELANTERO DE UN VEHÍCULO FÓRMULA SAE**

**ALEJANDRA CHAVES PATIÑO
JUAN FELIPE LONDOÑO VARÓN**

**UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA DE PEREIRA
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA
PEREIRA**

2020

**DISEÑO MORFOLÓGICO Y FUNCIONAL DEL PAQUETE AERODINAMICO
DELANTERO DE UN VEHÍCULO FÓRMULA SAE**

**ALEJANDRA CHAVES PATIÑO
JUAN FELIPE LONDOÑO VARÓN**

**Modalidad
TRABAJO DE INVESTIGACIÓN FORMATIVA**

**Director del proyecto:
CARLOS ANDRÉS MESA MONTOYA
Ingeniero mecánico, M. Sc**

**UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA DE PEREIRA
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA
PEREIRA**

2020

CONTENIDO

INTRODUCCIÓN.....	11
PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	12
OBJETIVOS.....	13
OBJETIVO GENERAL.....	13
OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	13
ESTRUCTURA DEL TRABAJO DE GRADO.....	14
1. INTRODUCCIÓN A LOS CONCEPTOS AERODINÁMICOS.....	15
1.1. DOWNFORCE	15
1.2. DRAG FORCE	16
1.3. COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN CL Y ARRASTRE CD.....	17
1.4. CAPA LÍMITE	18
1.5. EFECTO SUELO Y EFECTO VENTURI	20
1.6. DISTRIBUCIÓN DE PESO	21
1.7. ALERÓN FRONTAL.....	23
1.8. ENDPLATES	23
1.9. NOSECONE.....	24
2. DIMENSIONAMIENTO PREVIO DE LOS ELEMENTOS DEL PAQUETE AERODINÁMICO DELANTERO	26
2.1. ALERÓN FRONTAL Y ENDPLATES.....	26

2.2. NOSECONE.....	28
3. PROCESO DE SIMULACIÓN COMPUTACIONAL DEL PAQUETE AERODINÁMICO DELANTERO EN 3D.....	31
3.1. PREPROCESAMIENTO	31
3.1.1. Limpieza de la geometría	31
3.1.2. Creación del dominio.....	32
3.1.3. Mallado	35
3.2. SOLUCIÓN.....	44
3.2.1. Condiciones de frontera	44
3.2.2. Modelos de turbulencia	45
3.2.3. Métodos de solución.....	49
3.2.4. Simulación	52
3.3. POST PROCESAMIENTO.....	61
3.3.1. Validación del y^+	61
3.3.2. Contornos de presión.....	65
3.3.3. Campo vectorial de velocidad	71
3.4. RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN.....	77
4. SIMULACIÓN COMPUTACIONAL FINAL DEL PAQUETE AERODINÁMICO DELANTERO.....	80
4.1. PREPROCESAMIENTO	80
4.1.1. Limpieza de la geometría	80

4.1.2. Creación del dominio	81
4.1.3. Mallado	82
4.2. SOLUCIÓN	86
4.2.1. Condiciones de frontera	86
4.2.2. Modelos de turbulencia y métodos de solución	86
4.2.3. Simulación	87
4.3 POST PROCESAMIENTO	90
4.3.1. Validación del y^+	90
4.3.2. Contornos de presión	91
4.3.3. Campo vectorial de velocidad	94
4.4. RESULTADO FINAL DE LA SIMULACIÓN	96
5. CONCLUSIONES, RECOMENDACIONES Y TRABAJOS POSTERIORES	98
5.1. CONCLUSIONES	98
5.2. RECOMENDACIONES	98
5.3. TRABAJOS POSTERIORES	99
BIBLIOGRAFÍA	101

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Perfil alar [34].....	15
Figura 2 - Perfil alar invertido [34]	16
Figura 3 - Drag Force [2]	17
Figura 4 - Capa límite [2].....	19
Figura 5 - Tubo Venturi [40].....	20
Figura 6 - Efecto suelo [2].....	21
Figura 7 - Subviraje.....	22
Figura 8 - Sobreviraje [2]	22
Figura 9 - Distribución de carga aerodinámica [1]	22
Figura 10 - Alerón frontal [19].....	23
Figura 11 - Funcionamiento de los endplates [2].....	24
Figura 12 - Nosecone	24
Figura 13 - Perfil alar S1223 [1]	26
Figura 14 - Perfil aerodinámico de 400mm	26
Figura 15 - Perfil aerodinámico de 500mm	27
Figura 16 - Perfil aerodinámico de 550mm	27
Figura 17 - Envergadura.....	27
Figura 18 - Croquis del endplate para alerón con cuerda de 400mm.....	28
Figura 19 - Nosecone existente	29
Figura 20 - Nosecone angular	29
Figura 21 - Herramienta de limpieza.....	32
Figura 22 - Longitud característica del perfil aerodinámico	33
Figura 23 - Enclosure alerón frontal	33
Figura 24 - Medidas de referencia del nosecone.....	34
Figura 25 - Enclosure nosecone	34
Figura 26 - Zona de refinamiento para el alerón	36
Figura 27 - Zona de refinamiento para el nosecone	36
Figura 28 - Estimación de la dimensión de la subcapa viscosa [41]	37
Figura 29 - Criterio de calidad, Skewness [2]	38
Figura 30 - Criterio de calidad, ortogonal quality [2]	39

Figura 31 - Criterio de calidad, aspect ratio [2]	39
Figura 32 - Malla en 3D para el alerón frontal.....	40
Figura 33 - Zona de refinamiento en 3D para el alerón frontal.....	40
Figura 34 - Inflation de la malla en 3D para el alerón frontal.....	41
Figura 35 - Malla en 3D para el nosecone	42
Figura 36 - Zona de refinamiento en 3D para el nosecone	42
Figura 37 - Inflation de la malla en 3D para el nosecone	43
Figura 38 - Condiciones de frontera para el alerón	44
Figura 39 - Condiciones de frontera para el nosecone	45
Figura 40 - Modelos de turbulencia	46
Figura 41 - Tratamientos de la capa limite en Fluent [6]	47
Figura 42 - Configuración del modelo de turbulencia [42].....	48
Figura 43 - Configuración del método de solución [42]	51
Figura 44 - Residuales para el alerón $L_c = 400\text{mm}$	53
Figura 45 - Drag para el alerón $L_c = 400\text{mm}$	54
Figura 46 - Lift para el alerón $L_c = 400\text{mm}$	54
Figura 47 - Residuales para el alerón $L_c = 500\text{mm}$	55
Figura 48 - Drag para el alerón $L_c = 500\text{mm}$	55
Figura 49 - Lift para el alerón $L_c = 500\text{mm}$	56
Figura 50 - Residuales para el alerón $L_c = 550\text{mm}$	56
Figura 51 - Drag para el alerón $L_c = 550\text{mm}$	57
Figura 52 - Lift para el alerón $L_c = 550\text{mm}$	57
Figura 53 - Residuales para el nosecone existente	58
Figura 54 - Drag para el nosecone existente	59
Figura 55 - Lift para el nosecone existente	59
Figura 56 - Residuales para el nosecone angular	60
Figura 57 - Drag para el nosecone angular	60
Figura 58 - Lift para el nosecone angular	61
Figura 59 - y^+ para el alerón $L_c = 400\text{mm}$	62
Figura 60 - y^+ para el alerón $L_c = 500\text{mm}$	63
Figura 61 - y^+ para el alerón $L_c = 550\text{mm}$	63

Figura 62 - y+ para el nosecone existente	64
Figura 63 - y+ para el nosecone angular	64
Figura 64 - Contornos de presión sobre el alerón delantero de $L_c = 400\text{mm}$	66
Figura 65 - Contornos de presión sobre el alerón delantero de $L_c = 500\text{mm}$	68
Figura 66 - Contornos de presión sobre el alerón delantero de $L_c = 550\text{mm}$	69
Figura 67 - Contornos de presión sobre el nosecone existente	70
Figura 68 - Contornos de presión sobre el nosecone angular	71
Figura 69 - Campo vectorial de velocidad sobre el alerón delantero de $L_c = 400\text{mm}$	72
Figura 70 - Campo vectorial de velocidad sobre el alerón delantero de $L_c = 500\text{mm}$	73
Figura 71 - Campo vectorial de velocidad sobre el alerón delantero de $L_c = 550\text{mm}$	74
Figura 72 - Campo vectorial de velocidad sobre el nosecone existente.....	76
Figura 73 - Campo vectorial de velocidad sobre el nosecone angular.....	77
Figura 74 - Ensamble del paquete aerodinámico delantero	80
Figura 75 - Medidas de referencia para el paquete aerodinámico delantero.....	81
Figura 76 - Enclosure del paquete aerodinámico delantero	81
Figura 77 - Zona de refinamiento del paquete aerodinámico delantero.....	82
Figura 78 - Estimación de la dimensión de la subcapa viscosa para el paquete aerodinámico delantero [41]	83
Figura 79 - Malla en 3D para el paquete aerodinámico delantero	84
Figura 80 - Zona de refinamiento 3D para el paquete aerodinámico delantero	84
Figura 81 - Inflation de la malla en 3D para el paquete aerodinámico delantero	85
Figura 82 - Condiciones de frontera para el paquete aerodinámico delantero.....	86
Figura 83 - Residuales para el paquete aerodinámico delantero	89
Figura 84 - Drag para el paquete aerodinámico delantero	89
Figura 85 - Lift para el paquete aerodinámico delantero	90
Figura 86 - y+ para el paquete aerodinámico delantero	91
Figura 87 - Contornos de presión para el paquete aerodinámico delantero	93
Figura 88 - Campo vectorial de velocidad sobre el paquete aerodinámico delantero.....	95
Figura 89 - Gráfica comparativa de los elementos y el ensamble.....	96

LISTA DE TABLAS

Tabla 1 - Configuración de la malla para el alerón frontal	41
Tabla 2 - Configuración de la malla para el Nosecone	43
Tabla 3 - Condiciones asignadas a cada posición del modelo	45
Tabla 4 - Resumen de las condiciones generales de los modelos	52
Tabla 5 - Valores de referencia para los alerones	53
Tabla 6 - Coeficientes, y fuerzas de arrastre y sustentación para los alerones	58
Tabla 7 - Valores de referencia para los nosecone	58
Tabla 8 - Coeficientes, y fuerzas de arrastre y sustentación para los nosecone	61
Tabla 9 - Valores de presión máxima y mínima para los alerones	70
Tabla 10 - Valores de presión máxima y mínima para los nosecone	71
Tabla 11 - Matriz de decisión para los alerones	78
Tabla 12 - Matriz de decisión para los nosecone	78
Tabla 13 - Configuración de la malla para el paquete aerodinámico delantero	85
Tabla 14 - Condiciones asignadas a cada posición del paquete aerodinámico delantero	86
Tabla 15 - Resumen de la configuración de simulación para el paquete aerodinámico delantero	88
Tabla 16 - Coeficientes, y fuerzas de arrastre y sustentación para el paquete aerodinámico delantero	90
Tabla 17 - Valores de presión máxima y mínima para el paquete aerodinámico delantero	94

LISTA DE ANEXOS

Anexo A. Dimensiones nosecone angular.....	106
--	-----

INTRODUCCIÓN

La fórmula SAE (FSAE) es una competencia que motiva a los estudiantes universitarios de pregrado y postgrado a diseñar, fabricar y desarrollar vehículos estilo fórmula, con el propósito de demostrar habilidades en ingeniería y trabajo en equipo. La competencia consiste en demostrar un alto rendimiento por parte de los vehículos para completar con éxito los diferentes eventos propuestos [3].

Para mantener la velocidad de los vehículos en niveles bajos por razones de seguridad, la mayoría de las pistas de FSAE consisten principalmente en giros bruscos repetidos y pocos tramos de rectas largas, en consecuencia, se ha identificado la necesidad de tener un diseño aerodinámico adecuado, capaz de redirigir el flujo de aire de manera útil para conseguir una mejor adherencia y minimizar la resistencia aerodinámica, reduciendo de esta manera, el tiempo de paso por curva [2].

Este proyecto se centra en desarrollar el diseño morfológico y funcional del paquete aerodinámico delantero que está compuesto por: el alerón frontal, el nosecone y los endplates. Permitiendo mejorar el rendimiento del vehículo en cuanto a la tracción y el consumo de combustible.

Para implementar los elementos del paquete aerodinámico, se realiza un análisis en profundidad utilizando las herramientas disponibles en nuestra universidad. Debido a la morfología del vehículo la cual está constituida por superficies complejas y elementos aerodinámicos complementarios, se propone que, para implementar estos elementos se debe realizar un análisis detallado utilizando la dinámica de fluidos computacional CFD, como herramienta de desarrollo.

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

El equipo Colombia Racing Team, adscrito al grupo de investigación Genergética, tiene el objetivo de diseñar y construir un vehículo eléctrico tipo Fórmula, implementando un paquete aerodinámico completo para la competencia en Michigan International Speedway para el año 2021, siendo esta, la primera vez que el equipo participará con elementos aerodinámicos.

El diseño del vehículo existente contempla una base estructural y ergonómicamente confiable, pero no posee un estudio técnico e ingenieril de los elementos aerodinámicos existentes, además se requiere el análisis de algunos componentes que no han sido incorporados hasta el momento, como es el caso del paquete aerodinámico delantero y trasero. La falta de estos componentes implica que, en la condición actual, el vehículo no cuenta con una adecuada distribución del flujo de aire, además de presentar una posible carga aerodinámica adicional en las ruedas generando una disminución en el rendimiento.

La implementación del paquete aerodinámico delantero tiene la finalidad de redirigir el flujo de aire a través del vehículo, para generar una resistencia adecuada en cada elemento aerodinámico, logrando así, un mejor control en la toma de curvas evitando el fenómeno de subviraje y sobreviraje.

Debido al presupuesto limitado y a que el equipo no tiene acceso al túnel de viento, no se realizará una validación mediante prototipos, por consiguiente, este análisis será realizado utilizando el software de simulación computacional Ansys Fluent.

Por lo anterior, es necesario estudiar los métodos y procedimientos a través de los cuales se pueda mejorar la sustentación, arrastre y distribución apropiada del aire para el vehículo, con el fin de mitigar la resistencia al avance y generar un aumento de la cantidad de adherencia posible.

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

Diseñar el paquete aerodinámico delantero de un vehículo fórmula SAE, evaluando configuraciones morfológicas y funcionales que mejoren la carga aerodinámica y el flujo de aire en la carrocería.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Establecer las dimensiones permisibles de envergadura y longitud de cuerda para el alerón frontal, donde se busque la mayor cantidad de carga aerodinámica de acuerdo con lo establecido en el reglamento de la fórmula SAE.
- Definir las condiciones de frontera necesarias para el análisis 3D del paquete aerodinámico delantero del vehículo, considerando parámetros geométricos y condiciones de operación.
- Proponer una configuración para el nosecone y los endplates, de tal forma que permita una apropiada distribución del flujo de aire hacia el difusor y sidepods.
- Analizar los resultados obtenidos mediante CFD, con la intención de seleccionar las dimensiones más convenientes del paquete aerodinámico delantero.

ESTRUCTURA DEL TRABAJO DE GRADO

En el primer capítulo se dará una introducción a los conceptos aerodinámicos, en donde se describirán los fundamentos y las variables necesarias para el análisis del paquete aerodinámico delantero.

En el segundo capítulo se hará un dimensionamiento previo de los elementos del paquete aerodinámico delantero, se presentarán tres propuestas para el alerón delantero en donde se seleccionará según los coeficientes de arrastre y de sustentación, también se presentarán dos nosecone, el primero fue diseñado por el semillero de investigación, diseño y construcción de vehículos, pero no posee estudios ni validaciones aerodinámicas, y el segundo fue dibujado siguiendo las recomendaciones morfológicas presentes en el trabajo [2].

En el tercer capítulo se simularán los elementos seleccionados en el ítem anterior, utilizando el software de simulación computacional Ansys Fluent. Las simulaciones se llevarán a cabo individualmente para cada elemento a excepción del alerón frontal y los endplates, debido a que estos van unidos, enseguida se analizarán los resultados y se seleccionará el mejor nosecone y el mejor alerón frontal.

En el cuarto capítulo se concretará la simulación final, la cual es el ensamble de los elementos seleccionados, se realizará el mismo procedimiento del capítulo tres, y finalmente, se mostrarán los resultados finales de la simulación.

En el quinto y último capítulo se darán las conclusiones y recomendaciones finales del diseño morfológico y funcional del paquete aerodinámico delantero de un vehículo fórmula SAE.

1. INTRODUCCIÓN A LOS CONCEPTOS AERODINÁMICOS

La aerodinámica es una rama de la mecánica de fluidos que estudia el movimiento de los fluidos sobre los cuerpos. La importancia de la aerodinámica en la aplicación automotriz, es que permite diseñar el exterior de los vehículos para que sean eficientes y se desempeñen correctamente según las necesidades que se requieran, las cuales pueden ser mayor velocidad, mayor agarre, adecuada distribución del aire, entre otras. A continuación, se describirán los conceptos aerodinámicos necesarios para el análisis del paquete aerodinámico delantero.

1.1. DOWNFORCE

La fuerza generada sobre un cuerpo que se desplaza a través de un flujo de aire se llama sustentación, esta fuerza es perpendicular al flujo de aire y su dirección depende de la superficie del cuerpo, por ejemplo, la superficie alar de un avión posee una geometría que permite que el flujo de aire se desplace con mayor velocidad en la parte superior que en la parte inferior, creando una zona de baja presión en la superficie y una zona de alta presión en la parte inferior, en otras palabras, la superficie alar de un avión genera una fuerza de sustentación positiva conocida como elevación o *lift*.

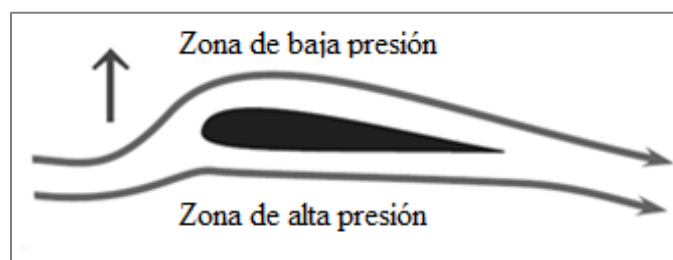


Figura 1 - Perfil alar [34]

Dicho lo anterior, el término **downforce** se define como una fuerza de elevación dirigida hacia abajo creada por el flujo de aire alrededor de una superficie. El efecto se consigue tomando el revés de la superficie alar de un avión.

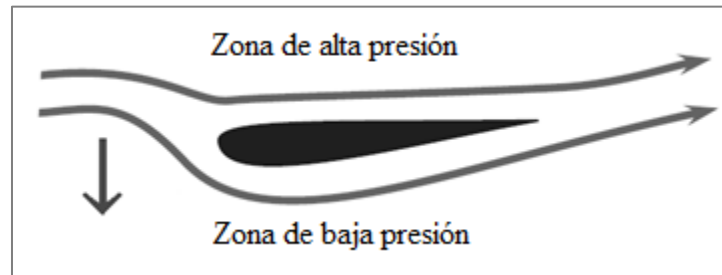


Figura 2 - Perfil alar invertido [34]

Asimismo, el objetivo del downforce en un carro tipo fórmula, es generar carga aerodinámica para producir un mejor agarre.

1.2. DRAG FORCE

El Drag Force o también llamado fuerza de arrastre, es la fuerza que ejerce un fluido en la dirección del flujo sobre un cuerpo sólido en movimiento, es decir la fuerza que se opone al movimiento de un cuerpo. La resistencia aerodinámica consta de dos componentes principales: resistencia por fricción de la superficie y resistencia generada por la presión.

La resistencia por fricción de la superficie es producida por el rozamiento de las moléculas del fluido sobre la superficie, la magnitud de la fricción depende de las propiedades de la superficie y del fluido.

La resistencia generada por la presión representa más del 80% de la resistencia total y depende en gran medida de la geometría del vehículo, debido a la separación de la capa límite de la superficie y la formación de una estela turbulenta detrás del vehículo. El desprendimiento de flujo tiene un efecto negativo cada vez mayor a medida que aumenta la velocidad del vehículo, por lo que es importante comprender la relación entre forma y velocidad, para reducir la resistencia aerodinámica.

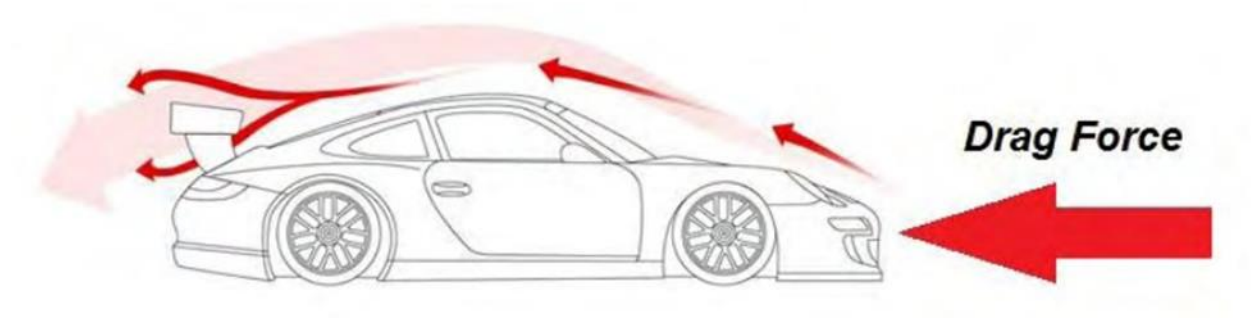


Figura 3 - Drag Force [2]

1.3. COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN C_L Y ARRASTRE C_D

El coeficiente de sustentación y de arrastre, son coeficientes adimensionales que representan la efectividad de la forma de un cuerpo para producir sustentación o arrastre. En la práctica se utilizan para facilitar los cálculos y los diseños.

- Fórmula del coeficiente de sustentación (C_L):

$$F_L = \frac{1}{2} C_L \rho V^2 A \quad (1)$$

donde:

F_L : Fuerza de elevación

C_L : Coeficiente de sustentación

ρ : Densidad del fluido

V : Velocidad del fluido

A : Área superficial

- Fórmula del coeficiente de arrastre (C_D):

$$F_D = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 A \quad (2)$$

donde:

F_D : Fuerza de arrastre

C_D : Coeficiente de arrastre

ρ : Densidad del fluido

V : Velocidad del fluido

A : Área de referencia

El área de referencia es la proyección frontal del área del objeto en el flujo. Para los perfiles alares el área de referencia es el área nominal del perfil.

1.4. CAPA LÍMITE

En mecánica de fluidos la capa límite se define como una zona de contacto delgada entre un fluido y la superficie, en la cual se presentan grandes variaciones de velocidad y donde se concentran los efectos viscosos. La viscosidad es la principal causante de la presencia de la capa límite y es en esta zona (capa límite) donde se produce la variación del movimiento de las líneas de flujo. Dependiendo del número de Reynolds la capa límite puede ser laminar o turbulenta, y su espesor variará según el tipo de flujo que transite.

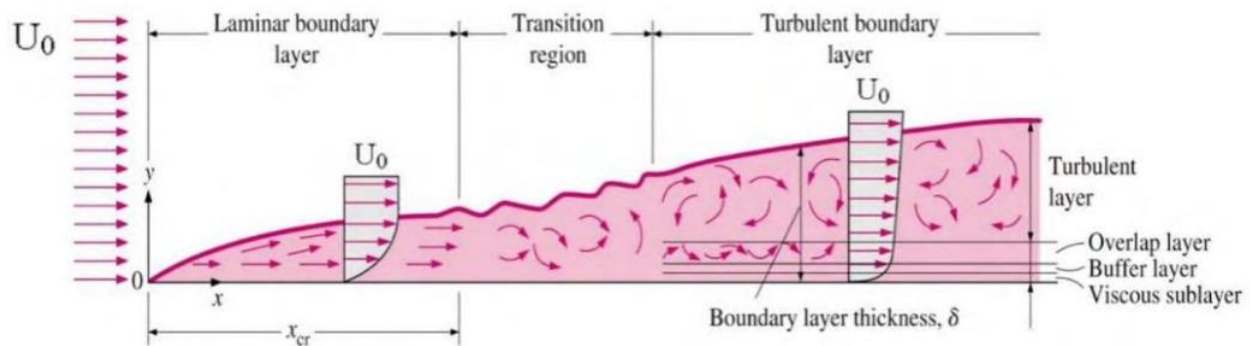


Figura 4 - Capa límite [2]

El número de Reynolds es la relación entre fuerzas de inercia y fuerzas viscosas, se define como:

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{V L}{\nu} \quad (3)$$

donde:

Re: Número de Reynolds

ρ : Densidad del fluido

V: Velocidad del fluido

L: Longitud característica

μ : Viscosidad dinámica

ν : Viscosidad cinemática

Cuando las fuerzas inerciales son mayores que las viscosas, es decir, cuando el número de Reynolds es lo suficientemente grande, la capa límite pasará de flujo laminar a flujo turbulento. Las fuerzas inerciales que actúan sobre la pared reducen la energía cinética del flujo, lo que conlleva a que los límites inferiores de la capa límite dejen de moverse mientras que las capas superiores continúan en movimiento provocando la separación del flujo y creando zonas de turbulencia.

Las zonas turbulentas hacen que el fluido sea más difuso, lo que aumenta el transporte de masa y el intercambio de momentum y energía. La turbulencia muestra físicamente la generación de vórtices según la teoría de Kolmogorov de 1941, la interacción extrae energía de la corriente y la transforma en energía interna para deformar las partículas del fluido, y esta es la razón por la que el flujo turbulento disipa más energía que el flujo laminar [4].

1.5. EFECTO SUELO Y EFECTO VENTURI

El efecto Venturi es un fenómeno que consiste en aumentar la velocidad de un fluido, disminuyendo el diámetro del conducto por donde está circulando, logrando provocar pérdidas de presión.

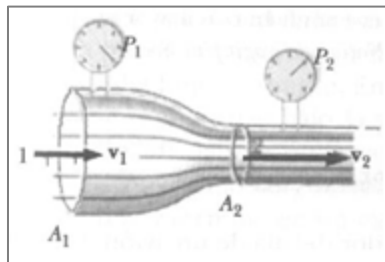


Figura 5 - Tubo Venturi [40]

Si el incremento de la velocidad es lo suficientemente grande, podrían alcanzarse presiones negativas, siendo posible la succión del fluido si se añade un segundo tubo en ese punto.

En los carros tipo fórmula se busca con la diferencia de presiones, una succión que aplaste el cuerpo del vehículo hacia el suelo, por ello, la parte inferior del vehículo está diseñada para que se comporte como un ala invertida.

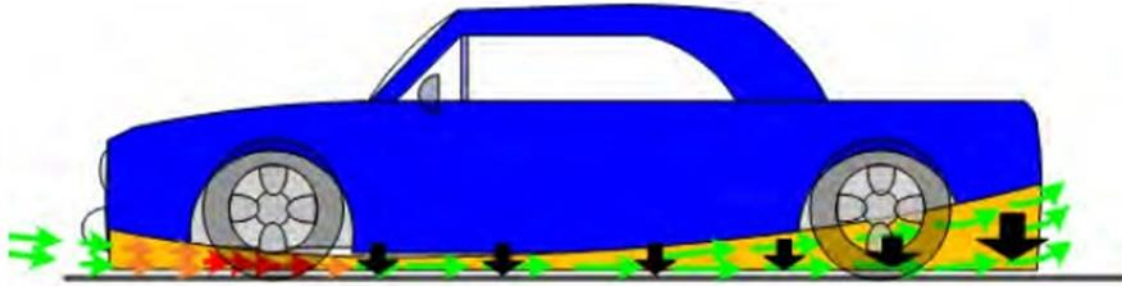


Figura 6 - Efecto suelo [2]

Como se muestra en la figura 6, gracias al fenómeno del efecto Venturi se puede llegar a la geometría de un ala invertida para generar la diferencia de presiones, aprovechando el flujo de aire que circula entre la parte inferior del vehículo y el suelo, logrando generar grandes cantidades de downforce. El efecto de crear un área de baja presión debajo del vehículo y utilizar la presión atmosférica para empujar el vehículo al suelo, se conoce como efecto suelo.

1.6. DISTRIBUCIÓN DE PESO

La distribución del peso en los carros tipo fórmula es un factor importante debido a que una mala distribución puede afectar el desempeño del vehículo. Estos carros tipo fórmula cumplen una similitud geométrica de derecha a izquierda, pero el factor importante en el desempeño del vehículo está en la distribución de la carga aerodinámica entre la parte delantera y trasera.

La adecuada distribución de la carga aerodinámica evita que se presenten los fenómenos de subviraje y sobreviraje, que consisten respectivamente en un centro de presión (C_p) más adelante del centro de gravedad (C_g), o en un centro de gravedad (C_g) más adelante del centro de presión (C_p).

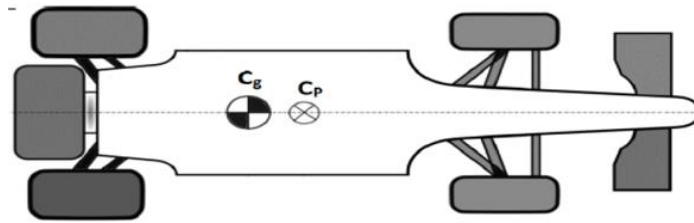


Figura 7 - Subviraje

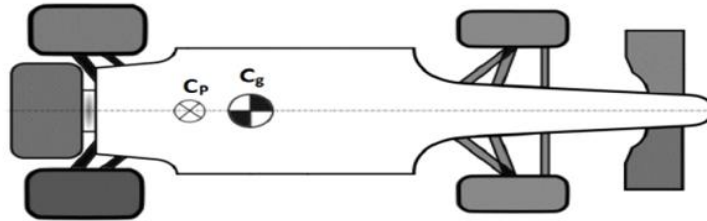


Figura 8 - Sobreviraje [2]

El centro de presión (CP) se define como un vector que representa la fuerza causada por la carga aerodinámica, esto quiere decir, que los fenómenos de subviraje y sobreviraje significan más carga aerodinámica en la parte delantera o trasera, causando en el vehículo un desbalance en las curvas e inclinaciones durante la aceleración o frenado. Conociendo el centro exacto de presión, se puede equilibrar el vehículo ubicando tácticamente el difusor.

Para lograr una adecuada distribución de la carga aerodinámica, esta debe ajustarse según las características de las pistas en los diferentes eventos FSAE (Endurance, Skidpad, entre otros). Un equilibrio aerodinámico típico es aproximadamente un 45% de carga aerodinámica hacia delante y un 55 % hacia atrás [1].



Figura 9 - Distribución de carga aerodinámica [1]

1.7. ALERÓN FRONTAL

Un elemento principal en los vehículos de competición es el alerón frontal, está ubicado en el frente de la carrocería del vehículo, por lo que el flujo de aire alrededor del alerón incide con menor perturbación.

Las principales funciones del alerón frontal son generar downforce para que las ruedas tengan agarre sobre el asfalto, y redirigir el flujo en diferentes zonas del vehículo. La forma del alerón frontal permite desviar el flujo de aire por encima de los neumáticos para evitar que este se oponga al movimiento de las ruedas, también permite guiar el flujo hacia los flaps y winglets los cuales redirigen el flujo hacia las entradas del radiador y el fondo del vehículo.



Figura 10 - Alerón frontal [19]

La eficiencia del alerón depende del ángulo de ataque y del alargamiento, que es la relación entre la longitud y la anchura del alerón. Según la variación de estas medidas se puede producir mayor o menor cantidad de downforce.

1.8. ENDPLATES

Los endplates o también conocidos como derivas, son elementos ubicados en los extremos del alerón frontal y del alerón trasero, su función es separar la zona de alta presión de la zona de baja presión, además permite disminuir la generación de vórtices en los extremos del alerón. En algunas competencias los endplates también funcionan como soportes para el alerón.

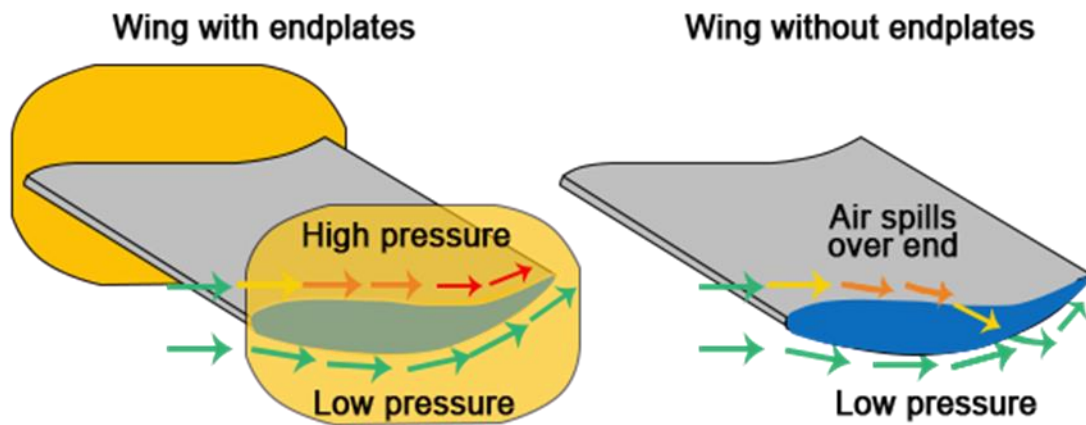


Figura 11 - Funcionamiento de los endplates [2]

1.9. NOSECONE

El nosecone o también llamado morro, es la parte delantera del vehículo en donde se acopla el alerón frontal y los multielementos.

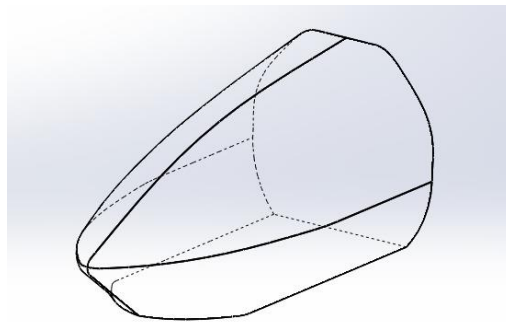


Figura 12 - Nosecone

Para el diseño del nosecone se debe tener presente la eficiencia aerodinámica, la cual es la relación entre el coeficiente de sustentación y el coeficiente arrastre, también se debe considerar que el modelo proporcione la menor fuerza de arrastre posible, además, que aporte cierto porcentaje de fuerza aerodinámica.

2. DIMENSIONAMIENTO PREVIO DE LOS ELEMENTOS DEL PAQUETE AERODINÁMICO DELANTERO

2.1. ALERÓN FRONTAL Y ENDPLATES

Para la selección del perfil aerodinámico se tendrá en cuenta las recomendaciones del trabajo [1], en donde se analizaron varios perfiles aerodinámicos, y se concluyó que el más adecuado para el vehículo del semillero de investigación, diseño y construcción de vehículos era el perfil S1223.

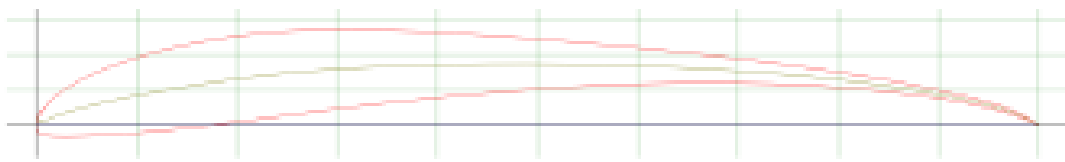


Figura 13 - Perfil alar S1223 [1]

Posteriormente se propondrán tres longitudes de cuerda debido a que no se realizará la implementación de los multielementos, las longitudes de cuerda serán de 400mm, 500mm, y 550mm, esto con el fin de obtener la longitud más adecuada para el vehículo. La envergadura de los tres perfiles no variará y será la máxima permitida por el reglamento, esta será de 1480mm.

Los alerones están orientados con un ángulo de ataque de -12° debido a que con esta inclinación se presenta la mayor sustentación [1].

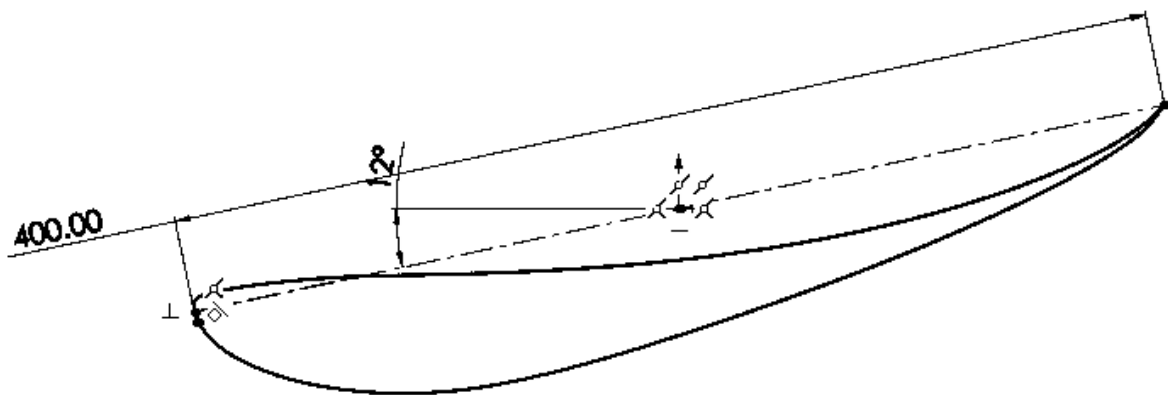


Figura 14 - Perfil aerodinámico de 400mm

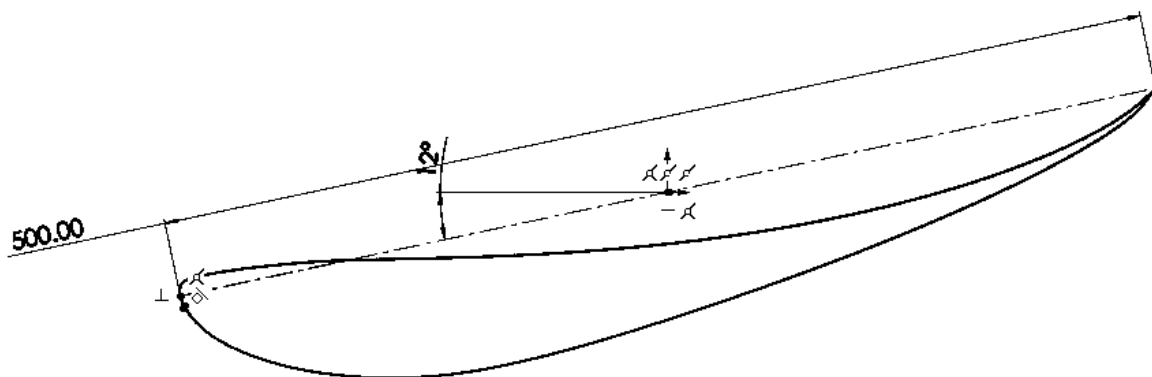


Figura 15 - Perfil aerodinámico de 500mm

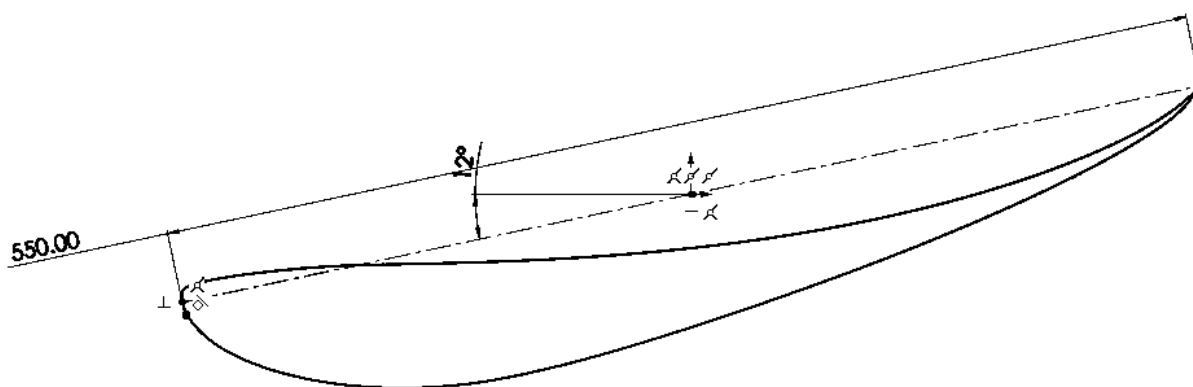


Figura 16 - Perfil aerodinámico de 550mm

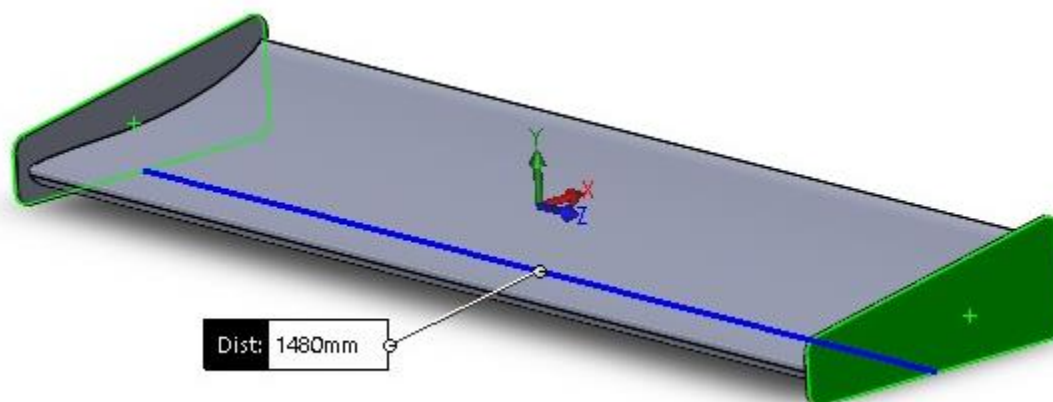


Figura 17 - Envergadura

La geometría de los endplates se realizó de acuerdo al alerón con cuerda de 400 mm, se tuvo en cuenta que los endplates deben tener un área suficiente que permita separar la zona de alta presión de la zona de baja presión. Para el dimensionamiento de los endplates de los demás alerones, se realizó una relación de tamaño con la longitud de cuerda para conservar la misma morfología.

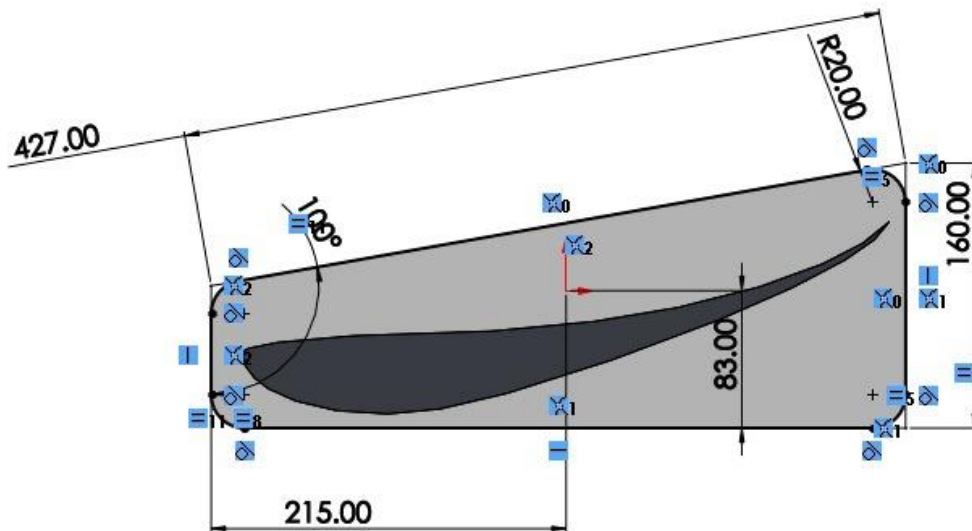


Figura 18 - Croquis del endplate para alerón con cuerda de 400mm

2.2. NOSECONE

Para el análisis aerodinámico del nosecone se realizará la validación y comparación de dos modelos, el primer modelo fue entregado por el semillero investigación, diseño y construcción de vehículos, figura 19, el cual fue diseñado cumpliendo únicamente las restricciones geométricas del vehículo, es decir, que no cuenta con ningún estudio aerodinámico. El segundo modelo fue dibujado siguiendo las recomendaciones morfológicas presentes en el trabajo [2], y adecuándolo a las restricciones dimensionales del vehículo existente, figura 20.

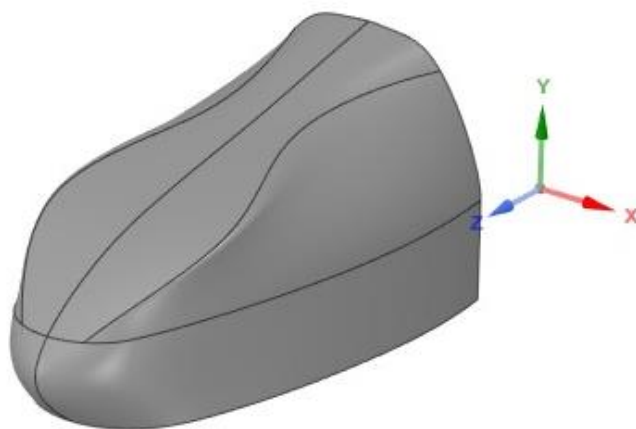


Figura 19 - Nosecone existente

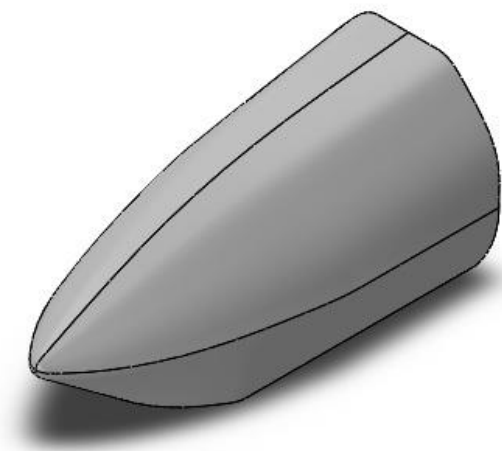


Figura 20 - Nosecone angular

3. PROCESO DE SIMULACIÓN COMPUTACIONAL DEL PAQUETE AERODINÁMICO DELANTERO EN 3D

La dinámica de fluidos computacional (CFD) acrónimo de *Computational Fluid Dynamic*, es la combinación de las disciplinas de mecánica de fluidos y cálculo numérico, consiste en el uso de computadores y técnicas numéricas para resolver problemas físicos relacionados con el movimiento de los fluidos, transferencia de calor, reacciones químicas, arrastre de sólidos entre otros. El software comprende un código basado en matemáticas, programación, ciencias físicas e ingeniería, para proporcionar cálculos detallados del movimiento de los fluidos y poder resolver las ecuaciones matemáticas que no tienen solución analítica por medio de los métodos de discretización.

3.1. PREPROCESAMIENTO

En el preprocesamiento se llevan a cabo todas las operaciones necesarias para obtener el prototipo que se desea estudiar, se realizará la creación de la geometría y del dominio, se indicarán las condiciones de frontera, se realizará un adecuado mallado y se seleccionará el modelo de solución. Todos estos parámetros son de gran importancia para obtener resultados fiables, por lo que se mencionarán detalladamente a continuación.

3.1.1. Limpieza de la geometría

Durante la creación del modelo CAD se deben obviar algunos detalles en la geometría, como curvas pequeñas, agujeros o cualquier superficie que no aporte significativamente a los resultados, puesto que generarían un gran número de elementos, aumentando el consumo computacional.

Generalmente la geometría de interés se importa de un software de diseño asistido por computadora (CAD) al programa donde se realizará la simulación, por ende, es común que en la geometría se puedan encontrar errores de toda clase como: puntos, áreas sin conectar, esquinas o espacios vacíos,

estas imperfecciones generan que el mallado no sea continuo pudiendo modificar los resultados finales de la simulación, es por eso que antes de crear el dominio es importante hacer una limpieza de la geometría.

La limpieza de la geometría se realizará en el programa Discovery SpaceClaim R3 con las herramientas de la sección “reparar” para corregir las imperfecciones de los modelos que se van a analizar.

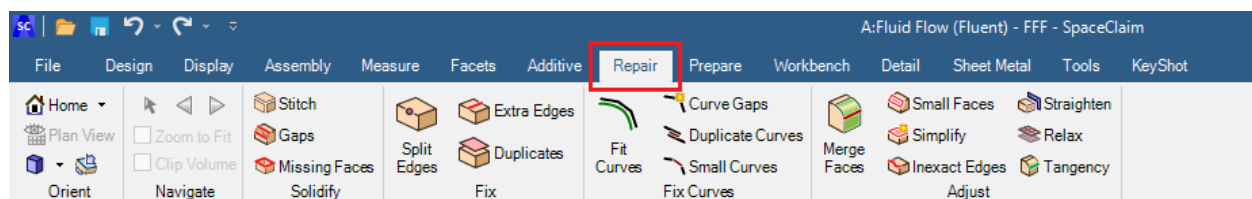


Figura 21 - Herramienta de limpieza

3.1.2. Creación del dominio

La creación del dominio consiste en crear un volumen de control donde estará el modelo de interés para el análisis, este volumen tiene forma rectangular (enclosure) y funcionará como un túnel de viento, en sus caras se definirán la entrada de velocidad, la salida de presión, y las caras sobrantes se considerarán paredes. Las medidas para el volumen de control se tomarán respecto a las dimensiones del modelo.

Cuando el modelo es simétrico lateralmente se puede reducir el número de elementos de la malla utilizando un plano de simetría que corte el modelo y el enclosure por la mitad, para reducir un 50% el tiempo de cálculo y el consumo computacional de la simulación. También se debe tener en cuenta que esta reducción se puede hacer debido a que el flujo sobre el modelo es lo suficientemente simétrico para realizar la simulación con medio modelo. En las figuras 26 y 27, se puede apreciar como quedan los modelos.

3.1.2.1. Alerón frontal y endplates

Para el alerón frontal se utilizará la medida de la longitud característica del perfil aerodinámico como referencia para la creación del dominio, figura 22. La entrada al túnel de viento estará a dos veces la longitud característica, la salida del túnel a ocho veces la longitud característica, las paredes a dos veces la longitud característica, y el ancho del dominio estará a 2,5 veces la longitud característica, todas las medidas tomadas desde el centro del modelo.

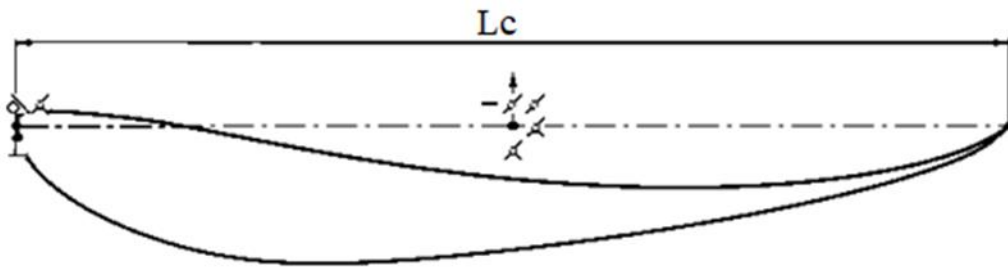


Figura 22 - Longitud característica del perfil aerodinámico

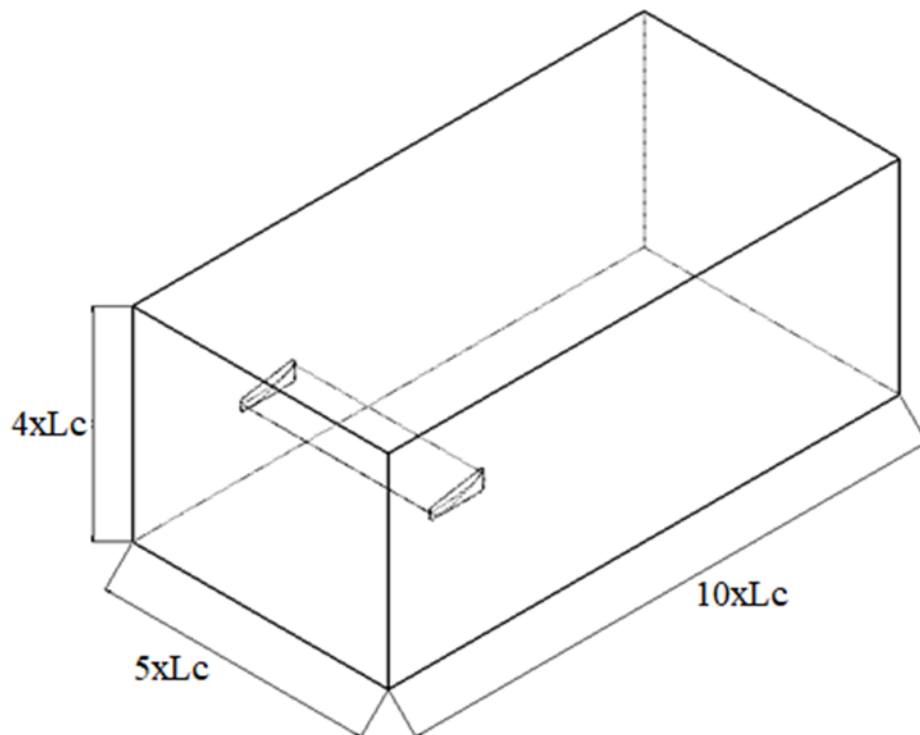


Figura 23 - Enclosure alerón frontal

3.1.2.2. Nosecone

Para el nosecone se utilizarán las medidas de largo, alto y ancho del modelo como referencia para la creación del dominio, figura 24. La entrada al túnel de viento estará a 2,5 veces el largo del modelo, la salida del túnel a 4,5 veces el largo del modelo, las paredes a tres veces la altura del modelo, y el ancho del dominio a 2,5 veces el ancho del modelo, todas las medidas tomadas desde el centro del modelo.

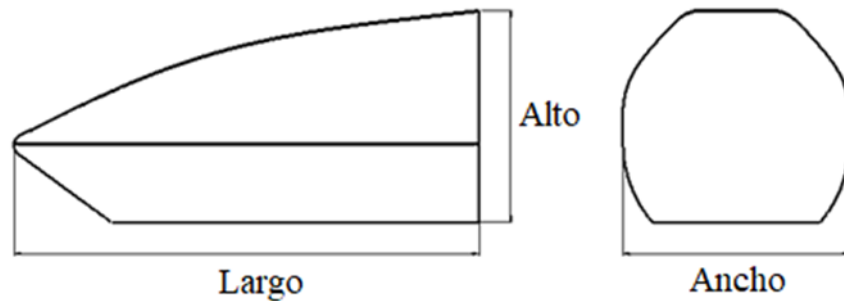


Figura 24 - Medidas de referencia del nosecone

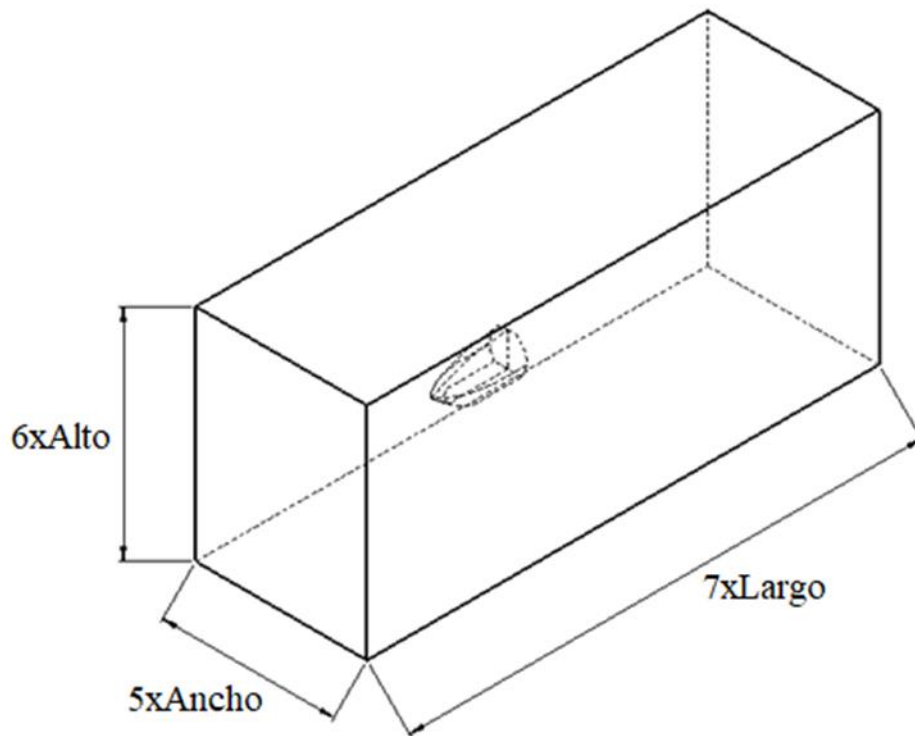


Figura 25 - Enclosure nosecone

3.1.3. Mallado

Como se mencionó al inicio del numeral 3, el software de simulación computacional Ansys Fluent resuelve las ecuaciones matemáticas que no tiene solución analítica por medio de los métodos de discretización, esto se escoge dependiendo de la geometría del modelo, en este caso, el método de discretización será por volúmenes finitos debido a que será un análisis 3D.

Se generará una malla híbrida en el dominio de interés, es decir, una malla con porciones no estructuradas y porciones estructuradas alrededor del modelo. Una malla híbrida permite definir la precisión de la simulación por medio del número de elementos, estos elementos pueden ser de diferente forma, pero como se realizará una simulación por el método de volúmenes finitos, el tipo de forma que se utilizara serán los tetraédricos, estos encierran todo el dominio del flujo y se refinan sucesivamente asegurando el refinamiento requerido en ciertas regiones cercanas de la superficie del modelo, mientras se mantienen los elementos más grandes en la mayoría del dominio de flujo.

Zona de refinamiento

Para realizar una malla más fina cerca del modelo sin necesidad de abarcar todo el dominio, se crea una zona de refinamiento dentro del enclosure que contenga el modelo, como se aprecia en las figuras 26 y 27 (rectángulo verde), las medidas para esta zona procuran cumplir un factor de escala en relación al enclosure a excepción de su ancho, ya que este dominio trata de estar más cerca de las paredes del modelo. Su objetivo es disminuir el tamaño de los elementos alrededor del modelo para brindar resultados más precisos. No se disminuye el tamaño de los elementos de todo el dominio debido a que esto aumentaría el consumo computacional.

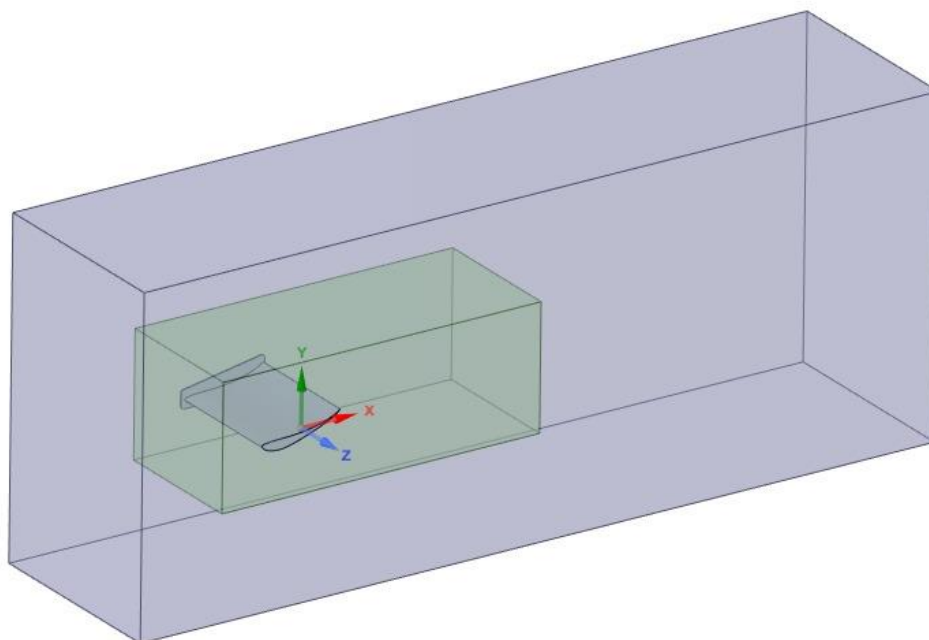


Figura 26 - Zona de refinamiento para el alerón

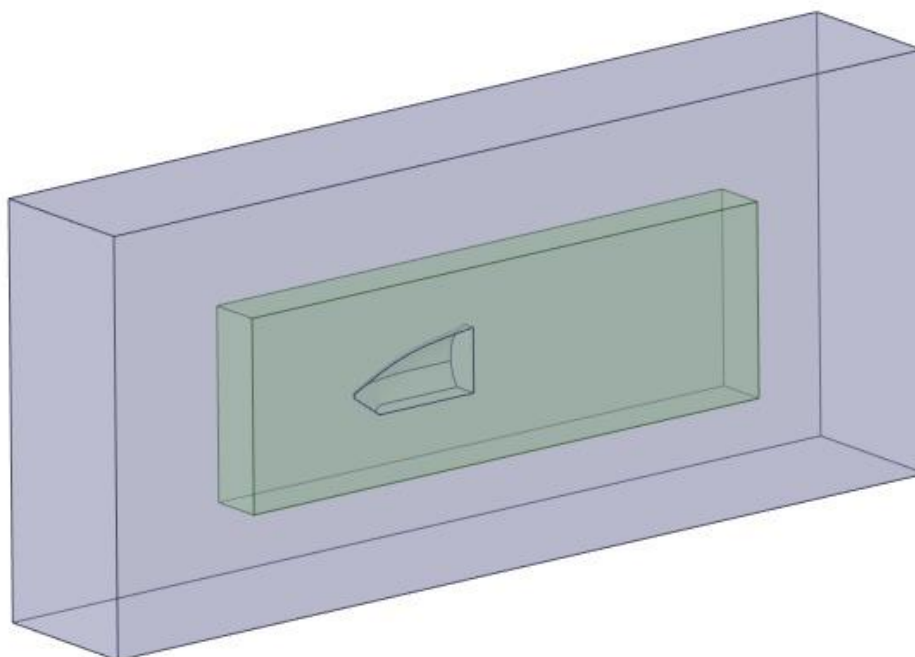


Figura 27 - Zona de refinamiento para el nosecone

Inflation

El inflation es una zona de refinamiento aún más fina ubicada alrededor de la superficie del modelo, la cual permite modelar con mayor precisión la capa límite. Para calcular la distancia estimada de la pared se utilizará el sitio web, véase en la referencia [41].

Y+ Wall Distance Estimation

Input

Freestream velocity:	<input type="text" value="16.66"/>	[m/s]
Density:	<input type="text" value="1.225"/>	[kg/m ³]
Dynamic viscosity:	<input type="text" value="1.7894e-5"/>	[kg/ms]
Boundary layer length:	<input type="text"/>	[m]
Desired Y+ value:	<input type="text" value="1.0"/>	[]

Output

Reynolds number:	<input type="text"/>	[]
Estimated wall distance:	<input type="text"/>	[m]

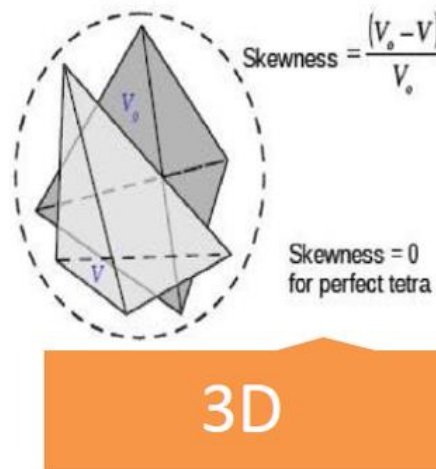
Figura 28 - Estimación de la dimensión de la subcapa viscosa [41]

La velocidad *Freestream* será 16,660 m/s, ya que es una condición de frontera explicada más adelante en el numeral **3.2.1. Condiciones de frontera**. Para la densidad y la viscosidad dinámica se tomarán los datos que Ansys Fluent tiene por defecto para el fluido de aire. *Boundary layer length*, es la medida característica del modelo, para el alerón se tomará la cuerda como longitud característica y para el nosecone su largo, después se presiona el botón de *estimate Wall distance* el cual entregará el número de Reynolds y la distancia estimada de la pared.

Criterios de calidad

Para asegurar que el mallado realizado proporcione resultados precisos y confiables, se utilizarán cuatro criterios de calidad definidos de acuerdo con Ansys Fluent, los criterios son: Skewness, ángulos mínimos y máximos, Orthogonal Quality y Aspect ratio.

- 1) **Skewness.** De acuerdo con la definición de asimetría, un valor de 0 indica una celda equilátera y un valor de 1 indica una celda completamente asimétrica la cual no es válida, ya que pueden disminuir la precisión de la solución o incluso desestabilizar la solución.



Skewness mesh metrics spectrum					
Excellent	Very good	Good	Acceptable	Bad	Unacceptable
0-0.25	0.25-0.50	0.50-0.80	0.80-0.94	0.95-0.97	0.98-1.00

Figura 29 - Criterio de calidad, Skewness [2]

- 2) **Ángulos mínimos y máximos.** El criterio de ángulos mínimos y máximos, se calcula utilizando la posición de sus nodos en una esquina. El ángulo máximo para un triángulo, es el de un triángulo equilátero, es decir 60° , mientras que Fluent establece el límite de ángulo mínimo en 30° .

- 3) **Orthogonal Quality.** La calidad ortogonal se calcula usando el vector normal de la cara, el vector del centroide de la celda a cada una de las celdas adyacentes y el vector del centroide de la celda a cada una de las caras.

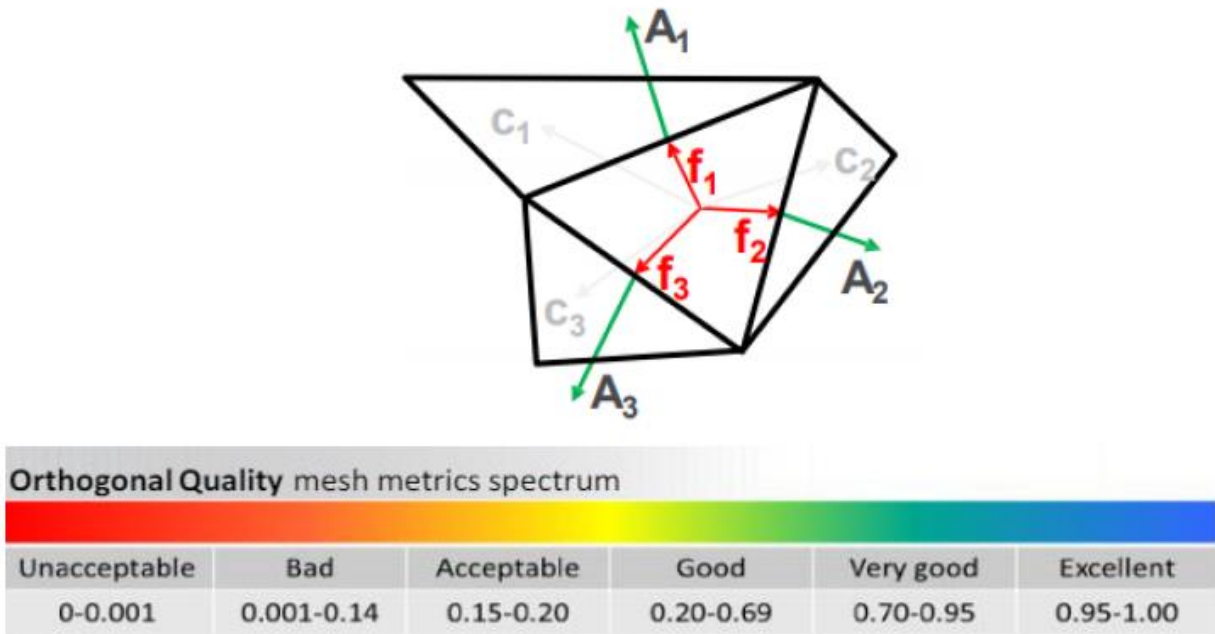


Figura 30 - Criterio de calidad, orthogonal quality [2]

- 4) **Aspect ratio.** Es la proporción entre la línea más larga sobre la línea más corta del elemento. El valor ideal de Aspect ratio es de uno para un triángulo equilátero. En la parte izquierda de la figura 31, se muestra un aspect ratio de uno, y en la parte derecha un aspect ratio mayor a uno.



Figura 31 - Criterio de calidad, aspect ratio [2]

3.1.3.1. Alerón frontal y endplates

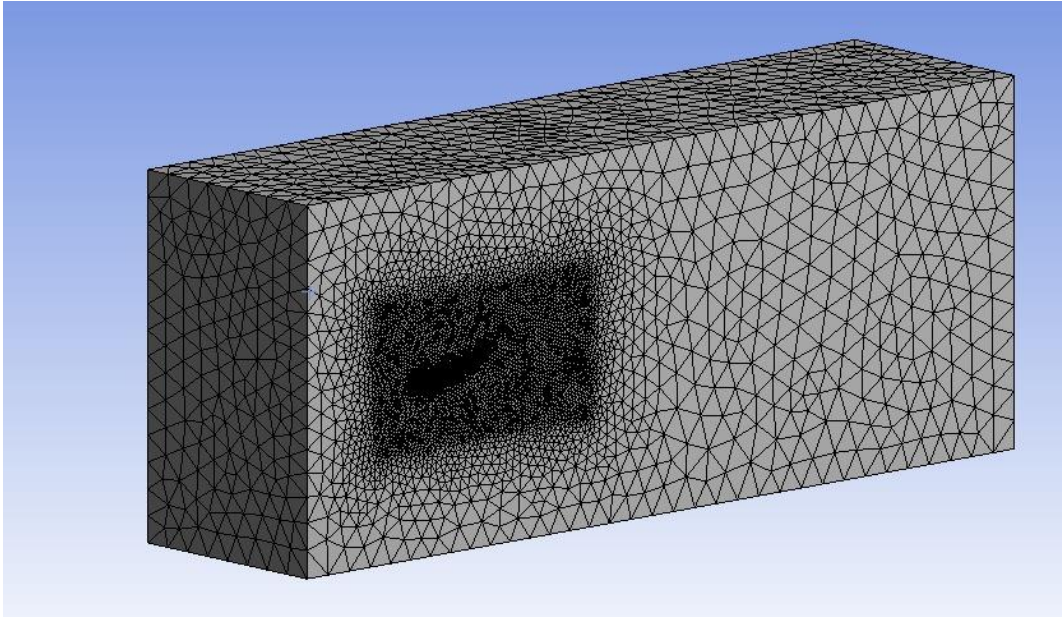


Figura 32 - Malla en 3D para el alerón frontal

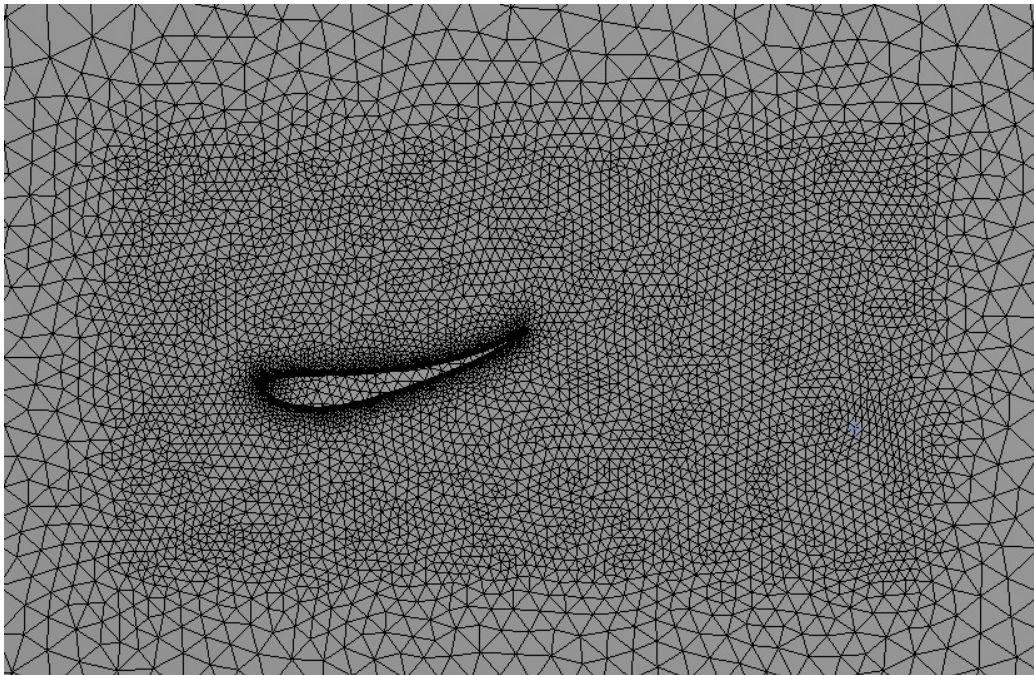


Figura 33 - Zona de refinamiento en 3D para el alerón frontal

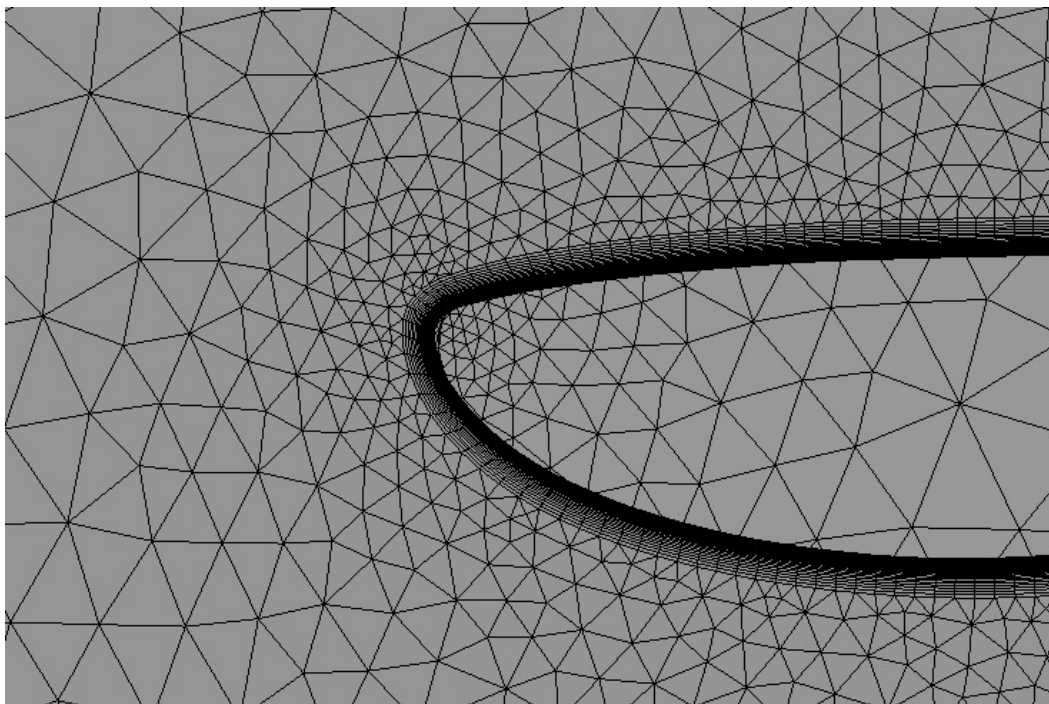


Figura 34 - Inflation de la malla en 3D para el alerón frontal

A continuación, se presenta la tabla de la configuración de la malla para todos los alerones, es importante aclarar que para los alerones no se utilizó un y^+ de 1, debido a que en las gráficas de y^+ vs position(m) el y^+ daba valores por encima de 1, lo que significaba que era necesario un refinamiento mayor en la capa limite.

ALERON FRONTAL	Lc = 400mm	Lc = 500mm	Lc = 550mm
Calidad promedio del elemento	0,606	0,635	0,637
Skewness	0,235	0,228	0,232
Ángulos mínimos y máximos, promedio	87,160°	88,047°	88,166°
Orthogonal Quality	0,749	0,756	0,752
Aspect ratio promedio	52,336	55,830	53,640
Número de Elementos	2447247	2721780	2449919
Tamaño de los elementos de la zona de refinamiento	0,015 m	0,015 m	0,018 m
y^+	0,800	0,800	0,900
Número de Reynolds	4,600e+5	5,700e+5	6,300e+5
Inflation, first layer	1,500e-5 m	1,500e-5 m	1,700e-5

Tabla 1 - Configuración de la malla para el alerón frontal

3.1.3.2. Nosecone

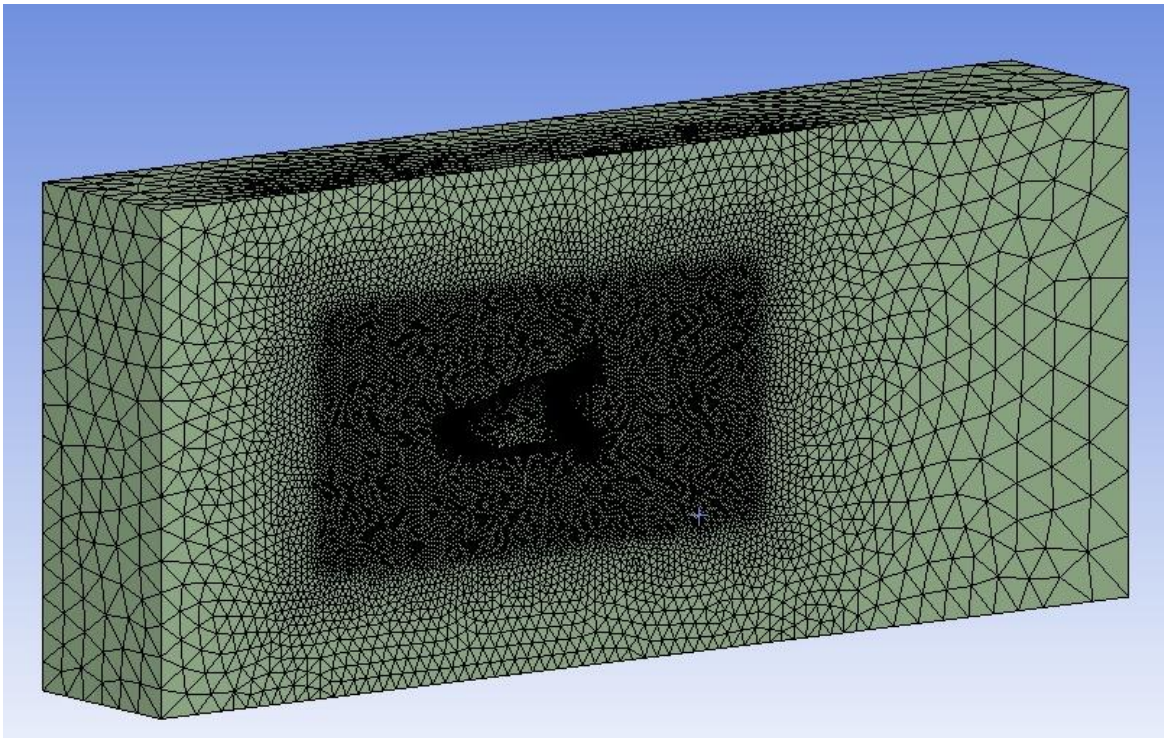


Figura 35 - Malla en 3D para el nosecone

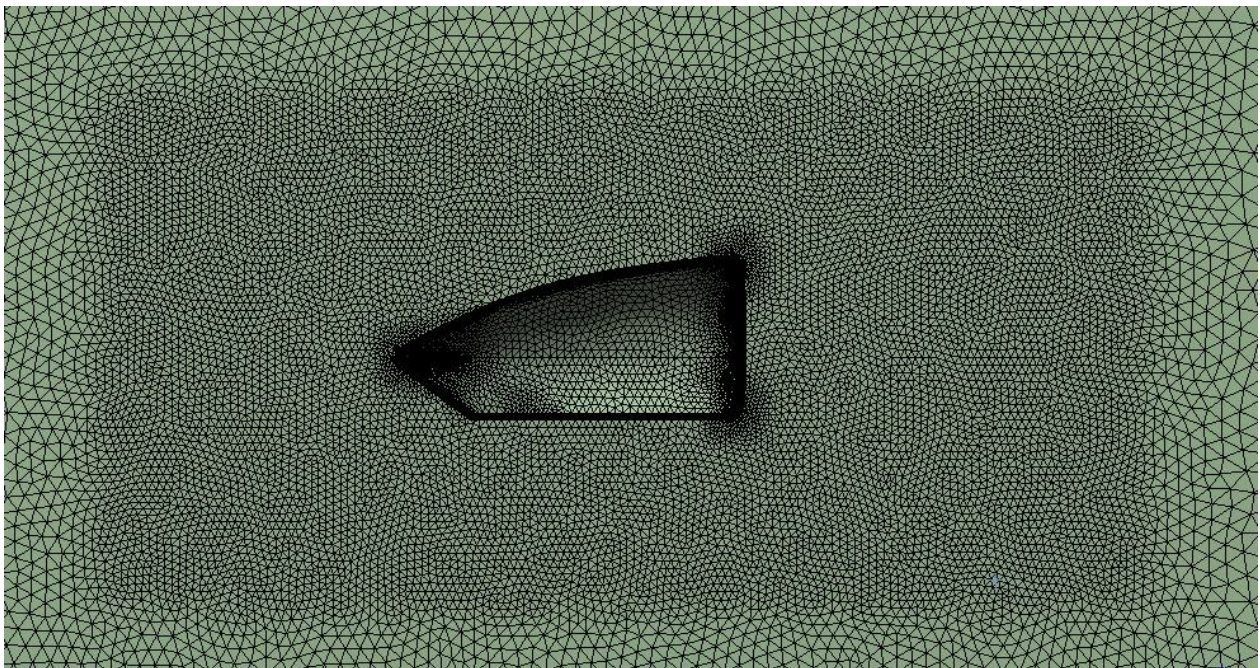


Figura 36 - Zona de refinamiento en 3D para el nosecone

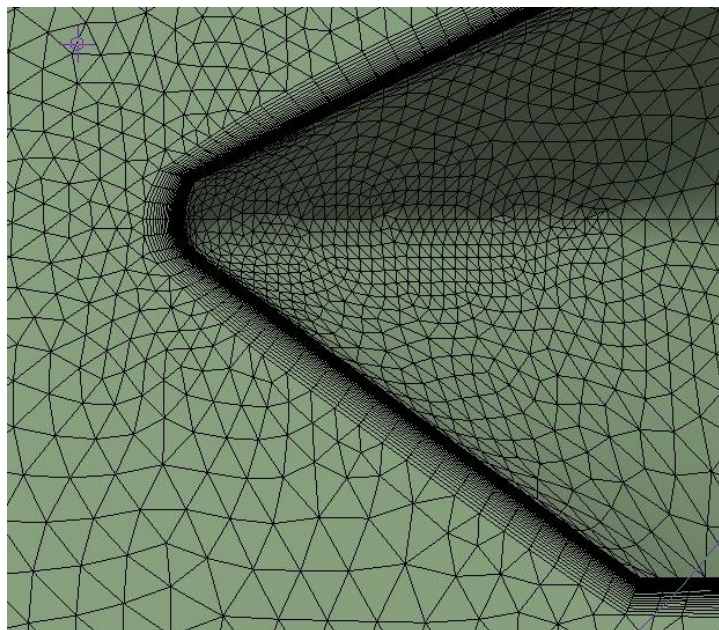


Figura 37 - Inflation de la malla en 3D para el nosecone

A igual que para los alerones, no se utilizó un y^+ de 1, debido a que en las gráficas de y^+ vs position(m) el y^+ daba valores por encima de 1, lo que significaba que era necesario un refinamiento mayor en la capa limite.

NOSECONE	Nosecone existente	Nosecone angular
Calidad promedio del elemento	0,715	0,697
Skewness	0,207	0,205
Ángulos mínimos y máximos, promedio	90,937°	90,204°
Orthogonal Quality	0,873	0,878
Aspect ratio promedio	40,906	36,695
Número de Elementos	2123601	2200656
Tamaño de los elementos de la zona de refinamiento	0,025 m	0,025 m
y^+	0,950	0,950
Número de Reynolds	1,400e+6	1,300e+6
Inflation, first layer	2,000e-5 m	2,000e-5

Tabla 2 - Configuración de la malla para el Nosecone

3.2. SOLUCIÓN

Para dar solución a los problemas fluido dinámicos, el dominio se discretiza en un número finito de volúmenes de control, se ingresan las condiciones de frontera en las ecuaciones de transporte, las cuales se resuelven en cada uno de estos volúmenes de una manera iterativa, para obtener un valor aproximado a las condiciones reales.

3.2.1. Condiciones de frontera

Para el análisis en 3D, se siguieron las condiciones descritas por Ioannis Oxyzoglou [2] y por el instituto ESSS. Otros autores como Hetawal & Cia [5], asignaron estas mismas condiciones de frontera para realizar el estudio aerodinámico de un vehículo tipo Fórmula SAE.

Se considera la velocidad máxima del vehículo en 60 km/h, equivalente a 16,660 m/s, esta es la velocidad promedio de un vehículo Fórmula SAE al momento de pasar una curva.

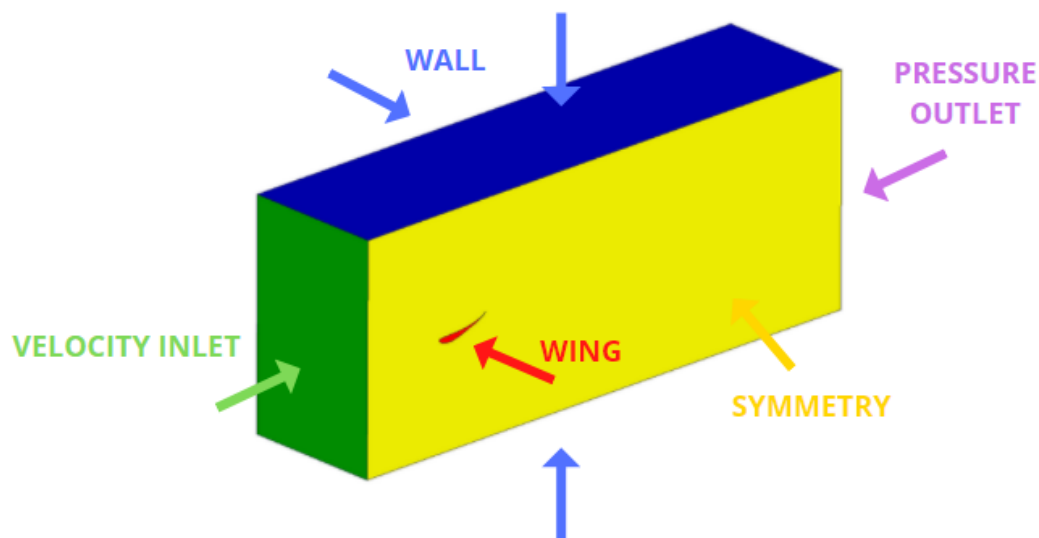


Figura 38 - Condiciones de frontera para el alerón

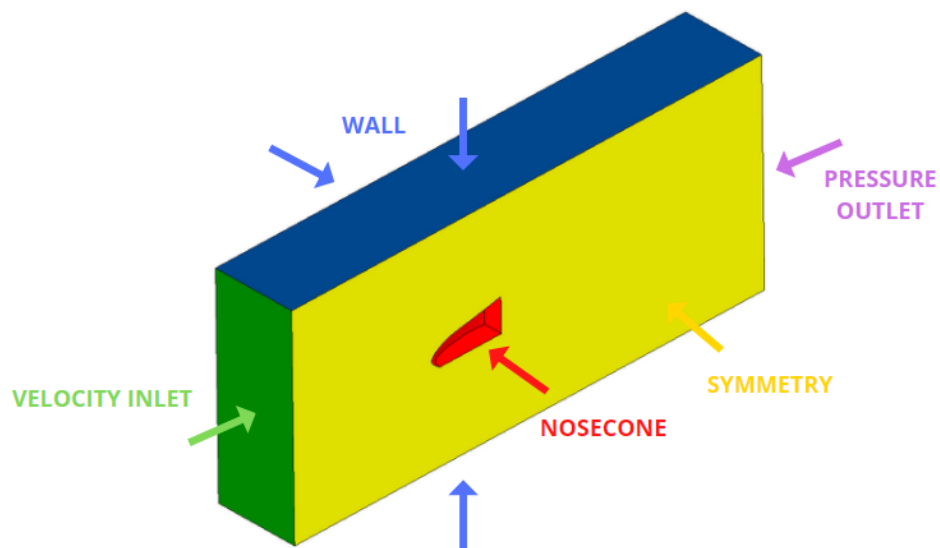


Figura 39 - Condiciones de frontera para el nosecone

GEOMETRÍA (COLOR)	POSICIÓN	CONDICIÓN DE FRONTERA
VERDE	Entrada	Velocity inlet, $V = 16,660 \text{ m/s}$
MORADO	Salida	Pressure outlet, gauge pressure = 0 Pa
AZUL	Paredes	Wall
AMARILLO	Pared lateral	Symmetry
ROJO	Modelo (wing / nosecone)	Wall, no slip

Tabla 3 - Condiciones asignadas a cada posición del modelo

3.2.2. Modelos de turbulencia

A la hora de simular un fluido que impacta sobre un cuerpo, este pasa de un flujo laminar a flujo transitorio o turbulento, y para simular estos comportamientos se debe utilizar un modelo de turbulencia, el cual consiste en un modelo matemático que permite simular el comportamiento turbulento de un fluido. El flujo alrededor de un vehículo FSAE y sus elementos es turbulento, por

ello se utilizará un modelo que resuelva las ecuaciones de Reynolds, indicando que es un cálculo en régimen estacionario.

El método más antiguo para simular turbulencia es el modelo Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS), este método tiene diferentes modelos de solución, de los cuales, los más empleados son los modelos de dos ecuaciones, el modelo $k-\epsilon$ y el modelo $k-\omega$.

El método $k-\epsilon$ incorpora dos ecuaciones que interrelacionan la energía cinética del fluido turbulento k y su velocidad de disipación ϵ , para finalmente calcular la viscosidad. El modelo estándar $k-\epsilon$, el modelo RNG $k-\epsilon$ y el modelo Realizable $k-\epsilon$ son versiones del método $k-\epsilon$, en este trabajo se utilizará el modelo Realizable $k-\epsilon$ ya que es una versión mejorada del modelo estándar $k-\epsilon$; se diferencia por dos razones la primera es que contiene una nueva formulación para la viscosidad turbulenta, y segundo que se deriva de una nueva ecuación de transporte para la tasa de disipación.

Las ventajas del modelo Realizable $k-\epsilon$ es que predice con mayor precisión la velocidad de dispersión para flujos que impliquen fuerte curvatura, vórtices y capas límite bajo fuertes gradientes de presión, además de requerir un bajo consumo computacional en comparación a los modelos más avanzados [6].

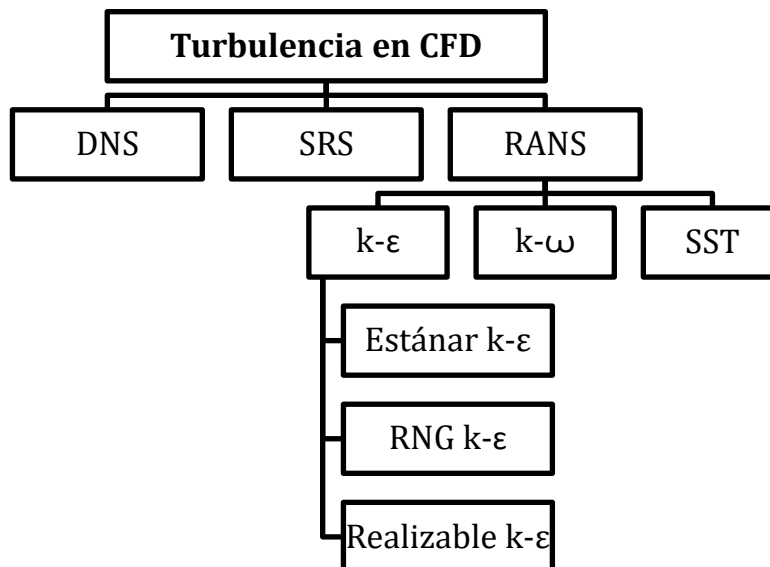


Figura 40 - Modelos de turbulencia

3.2.2.1. Near-Wall Treatment y el Y plus (y^+)

Después de ser realizada la simulación, un criterio que indica si la capa límite de los elementos está brindando valores confiables es el y^+ . Este se define como una longitud adimensional, la cual es una distancia perpendicular desde el punto más cercano a la pared donde se evalúa la velocidad de fricción, este parámetro se emplea para describir la resolución de la malla perpendicular a la pared de estudio [7].

Los rangos en que él y^+ es aceptable se especifican según el tratamiento (modelado) que se realice en la pared. Se conocen dos tratamientos que cubren la capa límite turbulenta, estos son el Wall-Function y Near-Wall Model.

Para el Wall-Function se sitúa la capa en el intervalo $y^+ = 30 - 300$ ya que la primera capa debe estar más allá de la zona de transición, y para el Near-Wall Model se debe conseguir un $y^+ \approx 1$, la diferencia de estos dos tratamientos es que el Wall-Function no resuelve la zona afectada por la viscosidad (subcapa viscosa y transición), sino que crea un parche entre la región afectada por la viscosidad y la pared, mientras que en el Near-Wall Model, los modelos de turbulencia se modifican para permitir que la región afectada por la viscosidad se resuelva con una malla hasta la pared, incluida la subcapa viscosa [6].

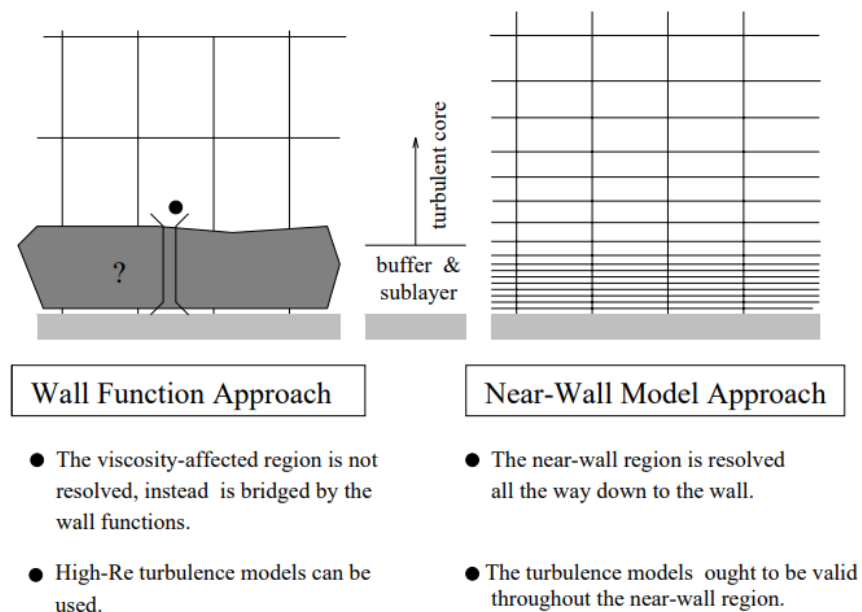


Figura 41 - Tratamientos de la capa limite en Fluent [6]

El modelo Realizable k- ϵ simula el comportamiento de los fluidos en zonas alejadas a la pared, pero para resolver los flujos cercanos al muro es necesario hacer un tratamiento en la capa límite. Para este modelo de turbulencia se incluyen las siguientes opciones, las cuales permiten aplicar ambos tratamientos, el Wall-Function y el Near-Wall Model.

- **Wall-Function**
- **Non-Equilibrium Wall Function.** Proporciona una forma más precisa que el Wall-Function para describir la región cercana a la pared, es decir la capa límite.
- **Enhanced Wall Treatment (Near-Wall Models).** Aplica el tratamiento cercano al muro en donde la capa límite es resuelta en su totalidad.

The image shows the 'Viscous Model' dialog box in ANSYS Fluent. The 'Model' section has 'k-epsilon (2 eqn)' selected. The 'k-epsilon Model' section has 'Realizable' selected. The 'Near-Wall Treatment' section has 'Enhanced Wall Treatment' selected. The 'Enhanced Wall Treatment Options' section has 'Pressure Gradient Effects' unchecked. The 'Options' section has 'Curvature Correction' and 'Production Limiter' unchecked. The 'Model Constants' section has 'C2-Epsilon' set to 1.9, 'TKE Prandtl Number' set to 1, and 'TDR Prandtl Number' set to 1.2. The 'User-Defined Functions' section has 'Turbulent Viscosity' set to 'none'. The 'Prandtl Numbers' section has 'TKE Prandtl Number' and 'TDR Prandtl Number' both set to 'none'.

Figura 42 - Configuración del modelo de turbulencia [42]

3.2.3. Métodos de solución

i. Solver

Hay dos tipos de solver disponibles en Ansys Fluent para realizar una simulación fluido dinámica, estos son el Pressure- based y el Density-based.

Pressure-based: Es aplicable para una amplia gama de regímenes de flujo, desde flujos incompresibles de bajas velocidades hasta flujos compresibles de altas velocidades. Requiere menos almacenamiento y permite procedimientos flexibles en la solución.

Density-Based-Coupled-Solver (DBCS): Es aplicable cuando se presenta una dependencia entre la densidad, energía, y momento.

ii. Spatial discretization

Gradientes:

Los gradientes son necesarios para construir valores de un escalar en las caras de la celda, y para calcular términos de difusión secundaria y derivadas de velocidad. Hay tres tipos de gradientes disponibles en Ansys Fluent, estos son:

- ❖ **Green-Gauss-Cell-Based:** Es un modelo computacionalmente menos intensivo, sus resultados suelen ser inconsistentes y de orden cero de presión para mallas arbitrarias.
- ❖ **Green-Gauss-Node-Based:** Es más preciso que el modelo anterior y computacionalmente más intensivo, alcanza un primer orden de precisión, independientemente de las propiedades geométricas de la malla.
- ❖ **Least-Squares-Cell-Based:** Es un operador más favorable en comparación a los otros dos métodos, debido a que logra un mayor orden de precisión mientras se mantienen los gastos computacionales al mínimo [8].

Esquemas de interpolación de la presión:

Se debe agregar un gradiente de presión cuando se analizan flujos con grandes fuerzas sobre las superficies y con flujos que atraviesan geometrías curvas. Fluent implementa una serie de esquemas de interpolación alternativos al estándar, estos son:

- ❖ **Standard:** Esquema predeterminado en donde que Fluent asume que el gradiente de presión normal a la pared es cero.
- ❖ **PRESTO!:** Esquema utilizado para flujos con elevadas tasas de movimiento ciclónico, alto número de Rayleigh en convección natural, elevada velocidad en flujos con rotación, superficies porosas y flujos con alta curvatura en las líneas de corriente.
- ❖ **Linear:** Calcula el valor de la presión en la cara como media de la presión en las celdas adyacentes, utilizado cuando se presentan dificultades de convergencia.
- ❖ **Second-Order:** Calcula el valor de la presión en la cara de la misma forma que un esquema upwind de segundo orden. Este esquema suele ofrecer mejores resultados que los esquemas estándar y lineal.
- ❖ **Body-Force-Weighted:** Calcula el valor de la presión en la cara, asumiendo que el gradiente de la diferencia entre presión y la fuerza ejercida sobre el cuerpo es constante. Se utiliza para flujos con flotación, o flujos con altos remolinos [9].

Discretización:

Fluent permite seleccionar el esquema de discretización a emplear, para los términos de convección-difusión de cada una de las ecuaciones.

- Momentum
- Turbulent Kinetic Energy

- Turbulent Dissipation Rate

A continuación, se mencionarán los dos tipos más apropiados.

- ❖ **Upwind de primer orden:** Es un modelo de primer orden el cual presenta una convergencia rápida. Los valores de las variables en las caras de las celdas se obtienen suponiendo que los valores del centro de la celda representan el valor medio de la celda, sin embargo, por su modo de solución es un modelo poco preciso.
- ❖ **Upwind de segundo orden:** Cuando se trabaja con una precisión de segundo orden, los valores de las variables en las caras de las celdas se obtienen empleando una reconstrucción lineal multidimensional, esencial cuando se utilizan mallas triangulares o tetraédricas. Con esta aproximación, se consigue una precisión de orden elevado en los valores de las caras de las celdas.

Se decide seleccionar la discretización de segundo orden porque, aunque los esquemas de primer orden presentar una mayor facilidad de convergencia, con un esquema de segundo orden se obtienen resultados más precisos.

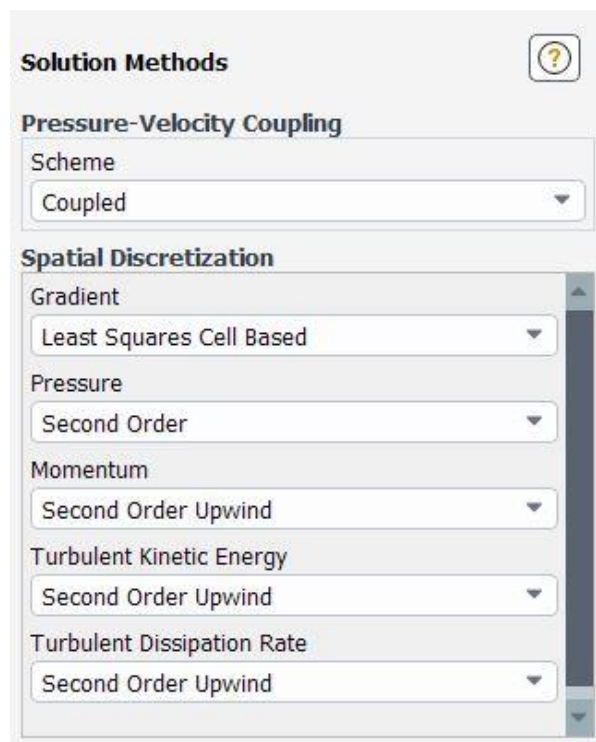


Figura 43 - Configuración del método de solución [42]

3.2.4. Simulación

A continuación, se presenta un resumen de las condiciones empleadas en los modelos 3D en Ansys Fluent.

Settings		
Density	1,225	m ³ /kg
Dynamic viscosity	1,789e-5	Pa s
Model	Realizable k-ε	RKE
Wall treatment	Enhanced wall treatment	EWT
Fluid	Air	20° Celsius
Boundary conditions		
Airfoil	Stationary wall	No-slip
Inlet velocity	16,660	m/s
Outlet-gauge pressure	0	Pa
Solution methods		
Solution method	Pressure-based	Couple
Residual monitors	Convergence criterion	1,000e-6
Initialization	Hybrid	
Compute from	Inlet	
Run calculation	Number of iterations	3000

Tabla 4 - Resumen de las condiciones generales de los modelos

Para las tablas **Reference Values** (Tablas 6 y 8) se tomará la mitad del área de referencia, ya que como fue explicado en el numeral **3.1.2. Creación del dominio**, solo se simulará la mitad del modelo.

El programa Ansys Fluent entrega los resultados de los coeficientes de sustentación y arrastre, además, calcula las fuerzas de resistencia aerodinámica (F_D) y carga aerodinámica (F_L), estas también pueden ser calculadas utilizando las ecuaciones (1) y (2). Se debe tener en cuenta que el programa entrega la mitad de estas fuerzas, debido a que se utilizó la mitad del área para cada modelo, en las tablas 7 y 9 se mostraran las fuerzas para el modelo completo.

En seguida en los numerales 3.2.4.1 y 3.2.4.2, se muestran las gráficas de residuales, drag y lift para los tres alerones y los dos nosecone, en todas las gráficas se puede evidenciar que las simulaciones convergen antes de las 500 iteraciones, es decir que los valores permanecen constantes, además, en todas las gráficas de residuales se puede evidenciar que se cumple el criterio de $1,000e-6$.

En la figura 50, la escala mostrada para las iteraciones es de 2700 a 3000.

3.2.4.1. Alerón frontal y endplates

Reference values				
Alerones	Lc = 400	Lc = 500	Lc = 550	mm
Reference area = (length x depth) / 2	0,296	0,370	0,407	m ²
Depth	1,480	1,480	1,480	m
Length	0,400	0,500	0,550	m
Compute from	Inlet	Inlet	Inlet	

Tabla 5 - Valores de referencia para los alerones

Alerón frontal Lc = 400mm

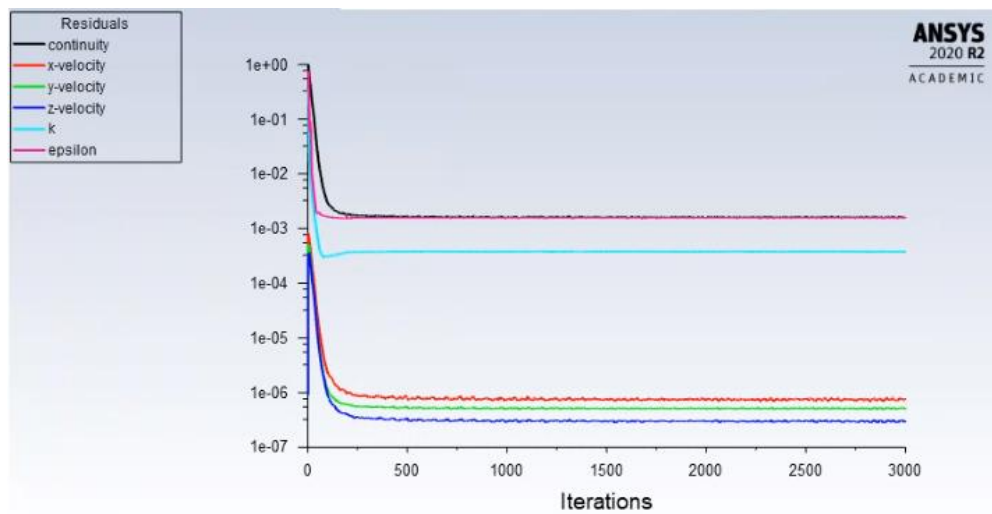


Figura 44 - Residuales para el alerón Lc = 400mm

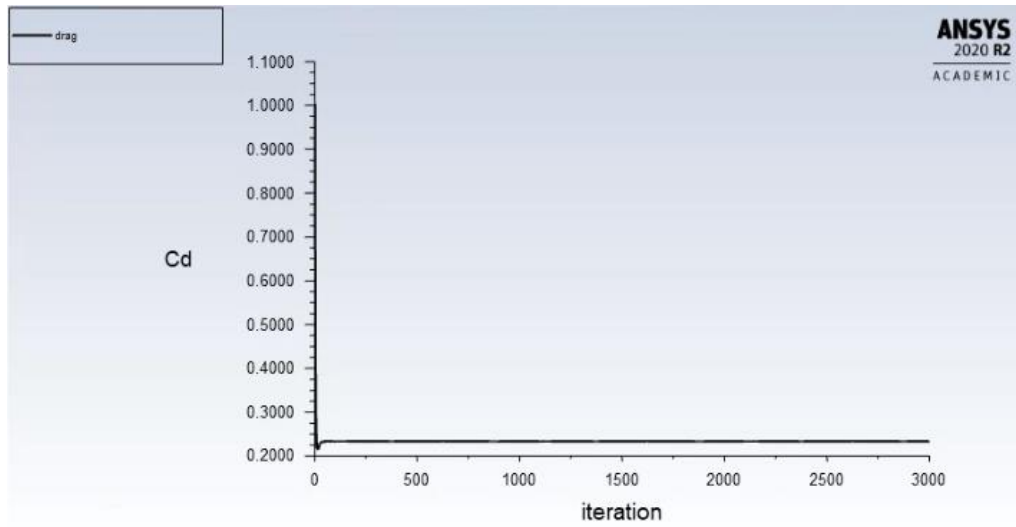


Figura 45 - Drag para el alerón $L_c = 400\text{mm}$

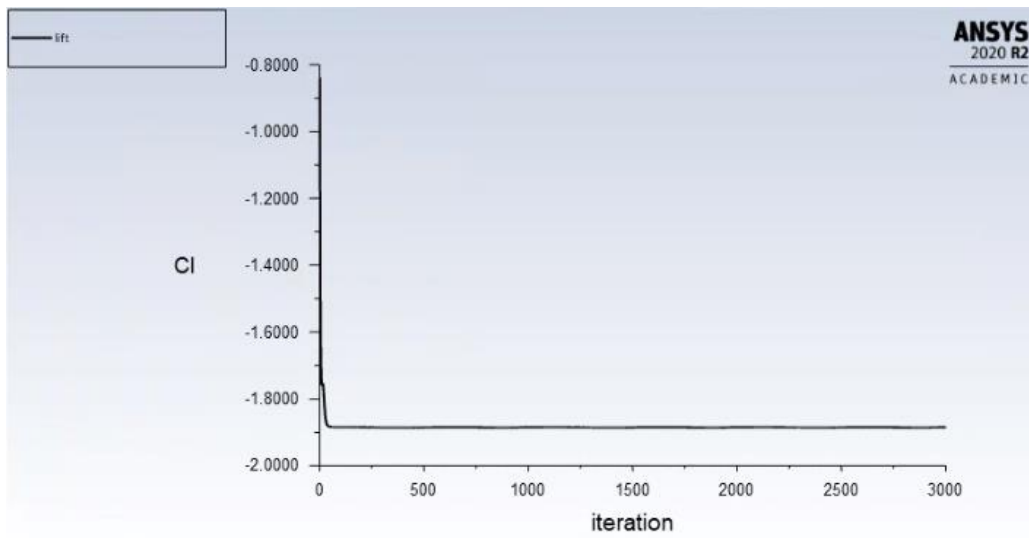
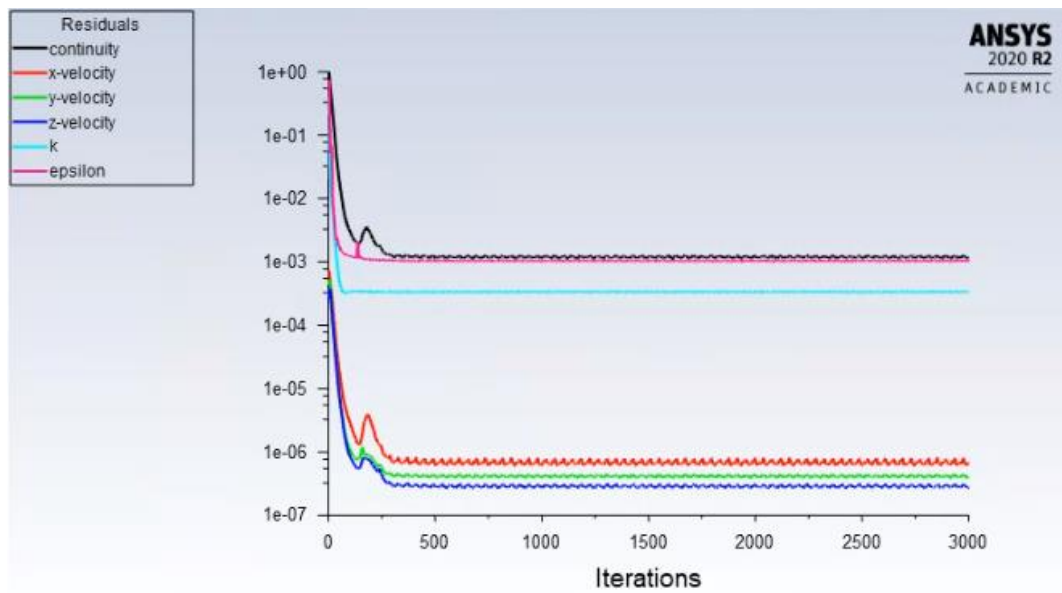
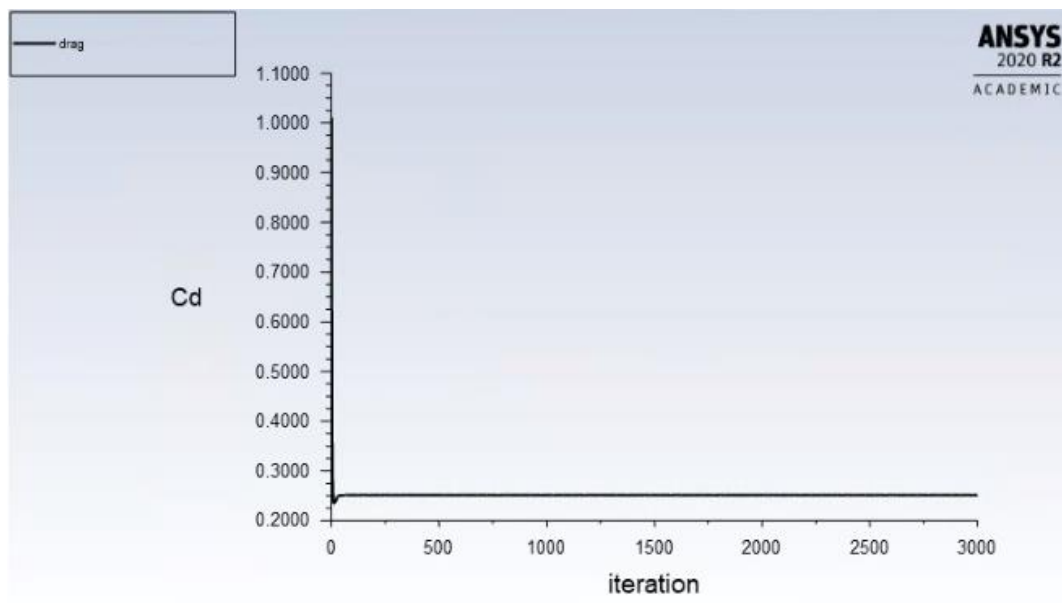


Figura 46 - Lift para el alerón $L_c = 400\text{mm}$

Alerón frontal $L_c = 500\text{mm}$ Figura 47 - Residuales para el alerón $L_c = 500\text{mm}$ Figura 48 - Drag para el alerón $L_c = 500\text{mm}$

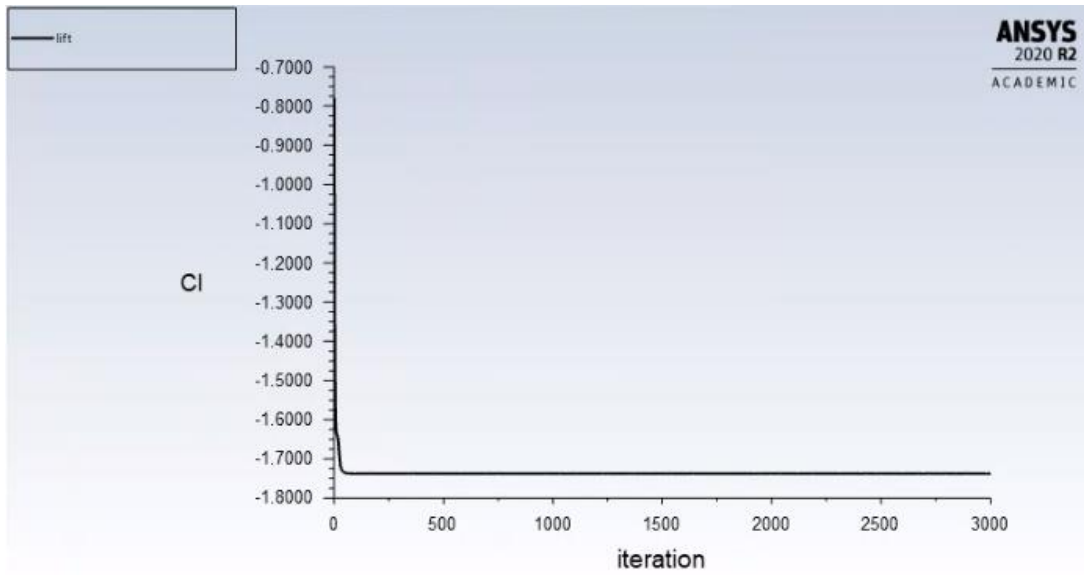


Figura 49 - Lift para el alerón $L_c = 500\text{mm}$

Alerón frontal $L_c = 550\text{mm}$

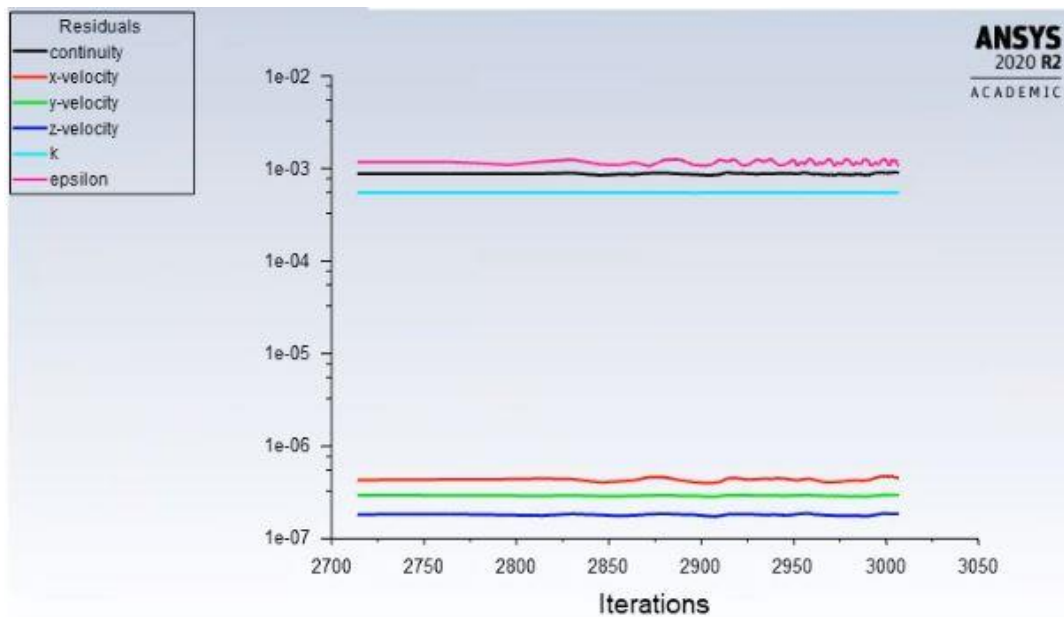


Figura 50 - Residuales para el alerón $L_c = 550\text{mm}$

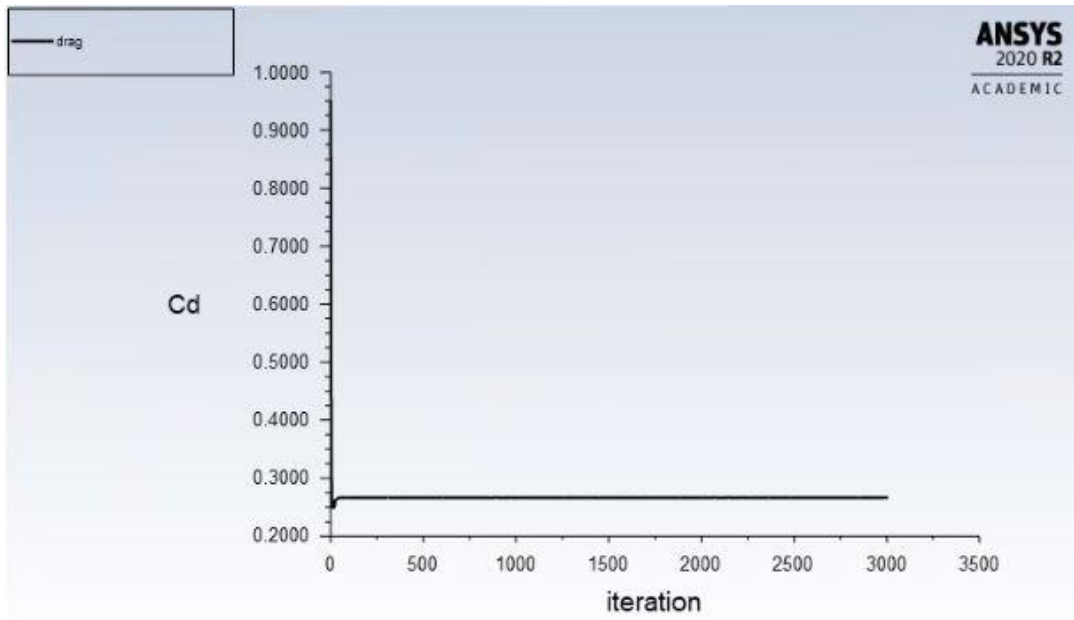


Figura 51 - Drag para el alerón $L_c = 550\text{mm}$

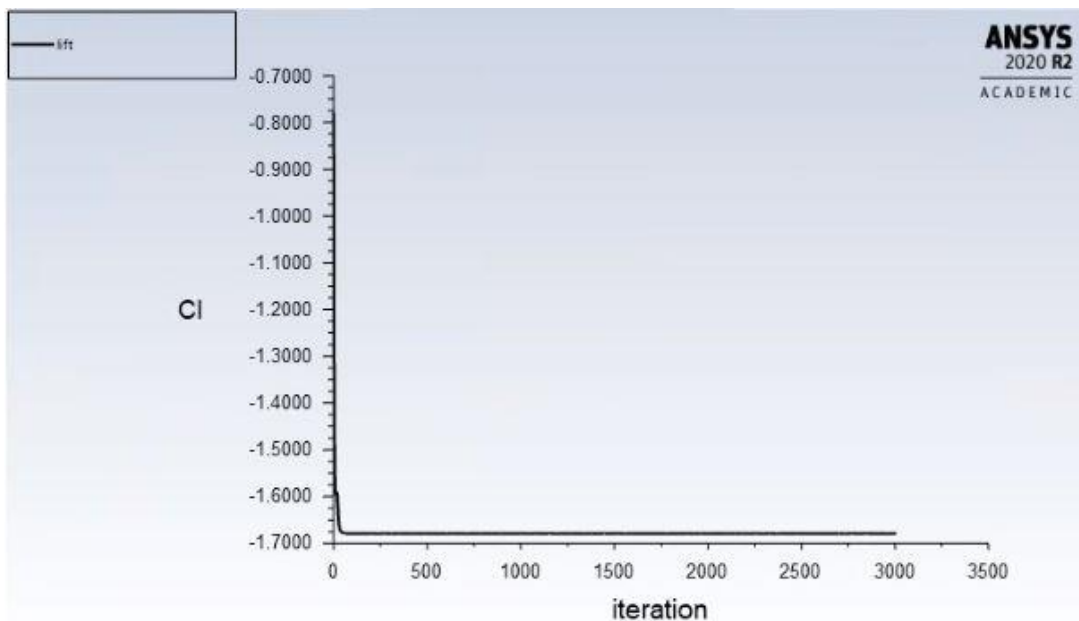


Figura 52 - Lift para el alerón $L_c = 550\text{mm}$

Alerones	C_L	C_D	C_L/C_D	F_L [N]	F_D [N]
Lc = 400mm	-1,885	0,233	8,453	-189,709	23,484
Lc = 500mm	-1,737	0,251	6,920	-216,917	31,405
Lc = 550mm	-1,679	0,267	6,288	-232,334	36,893

Tabla 6 - Coeficientes, y fuerzas de arrastre y sustentación para los alerones

3.2.4.2. Nosecone

Reference values			
Nosecone	Existente	Angular	
Reference area = (area frontal) / 2	0,143	0,134	m ²
Lenght	1,184	1,180	m
Compute from	Inlet	Inlet	

Tabla 7 - Valores de referencia para los nosecone

Nosecone existente

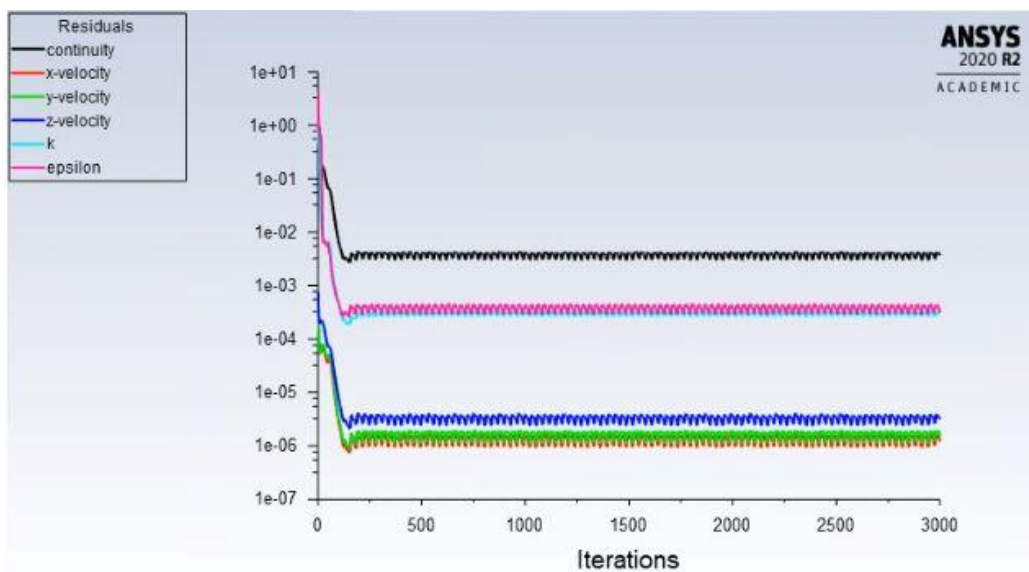


Figura 53 - Residuales para el nosecone existente

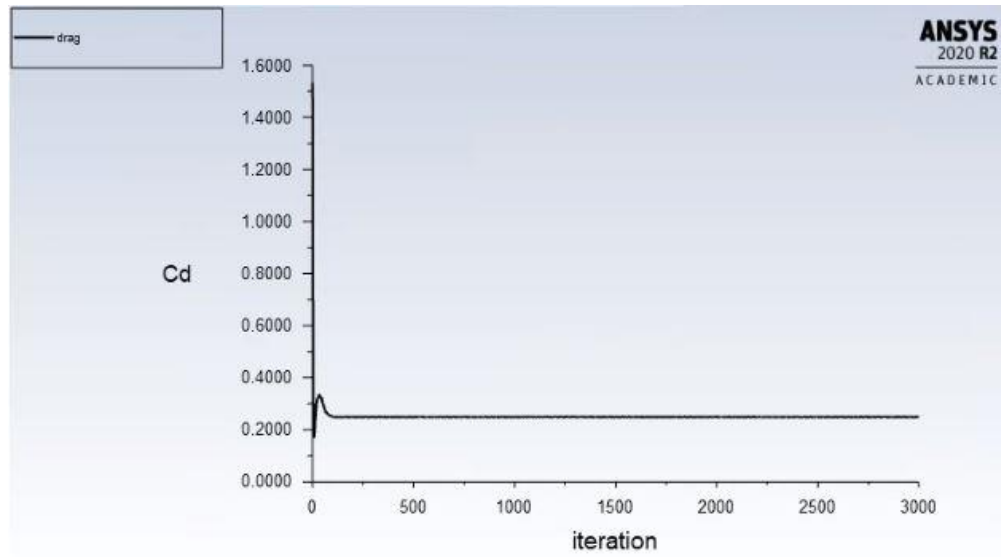


Figura 54 - Drag para el nosecone existente

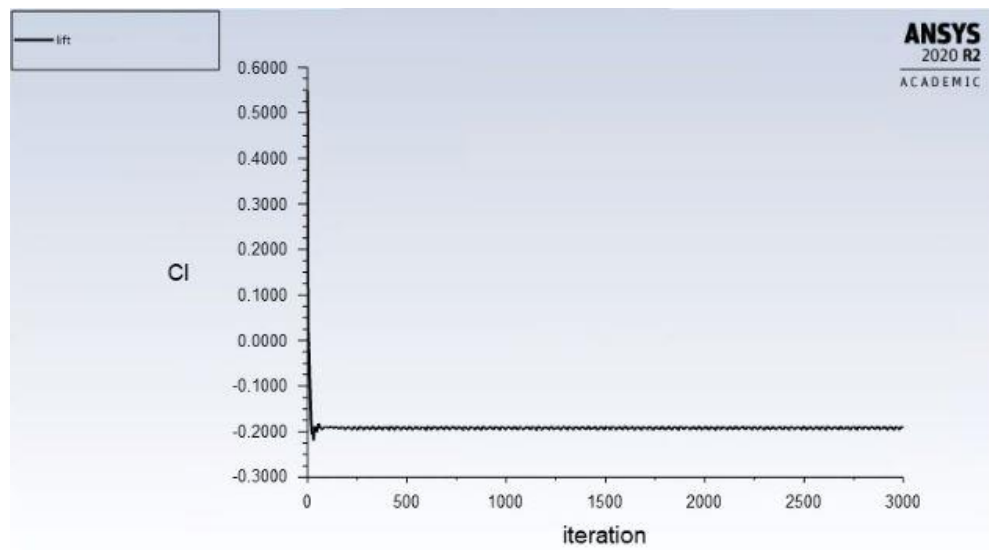


Figura 55 - Lift para el nosecone existente

Nosecone angular

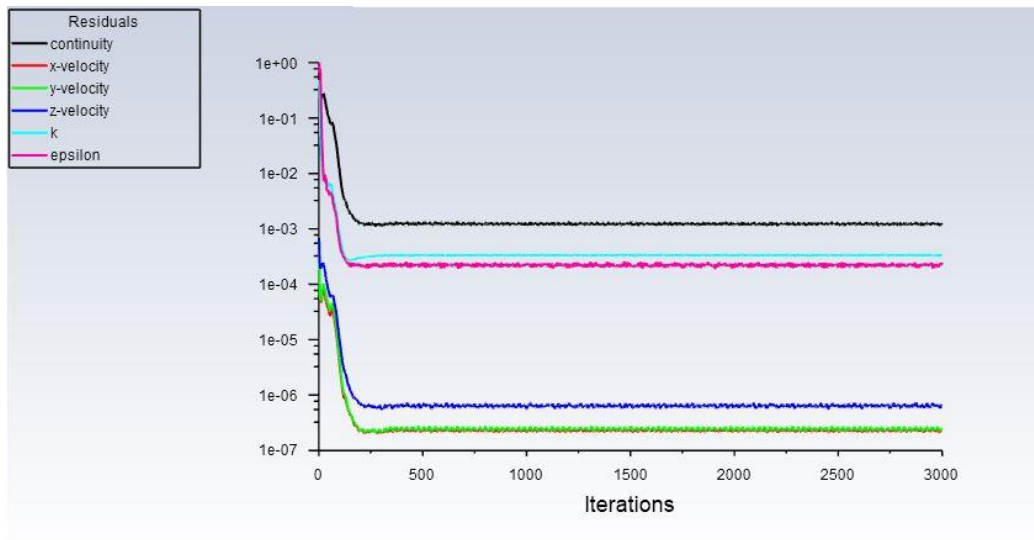


Figura 56 - Residuales para el nosecone angular

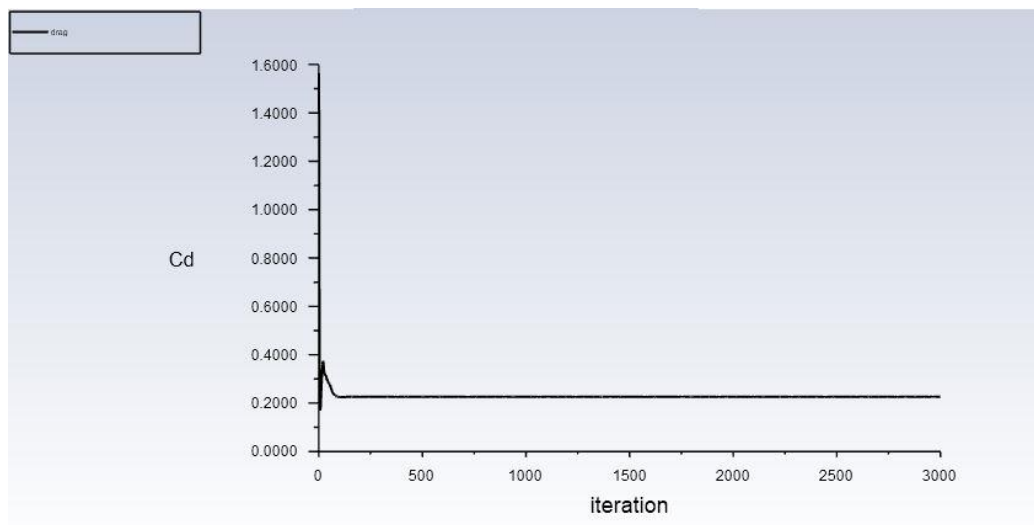


Figura 57 - Drag para el nosecone angular

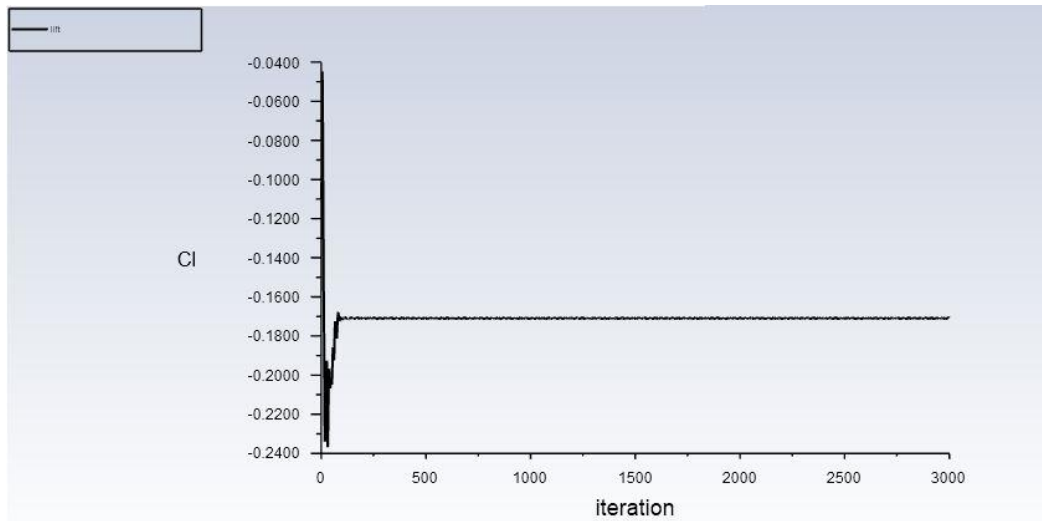


Figura 58 - Lift para el nosecone angular

Nosecone	C_L	C_D	C_L/C_D	F_L [N]	F_D [N]
Existente	-0,191	0,249	0,767	-9,281	12,086
Angular	-0,171	0,226	0,757	-7,734	10,230

Tabla 8 - Coeficientes, y fuerzas de arrastre y sustentación para los nosecone

3.3. POST PROCESAMIENTO

3.3.1. Validación del y^+

Para la validación de la calidad de la malla se utilizó el tratamiento **Enhanced Wall Treatment**, el cual debe cumplir con un y^+ aproximadamente de uno. En el numeral **3.1.3. Mallado** se habló del **inflation** en donde se utilizó un programa para calcular la distancia estimada de pared (ver figura 28), para cada modelo se asumió un y^+ cercano a uno (ver tablas 1 y 2), de esa manera al realizar la simulación podemos validar la calidad de la malla, ya que se asocia el cumplimiento del valor asignado con el resultado de la simulación.

A continuación, en los siguientes numerales se presentarán las gráficas en donde se puede evidenciar el rango del y^+ para cada modelo, se puede observar que para todas las gráficas el y^+ se mantiene menor a uno.

3.3.1.1. Alerón frontal y endplates

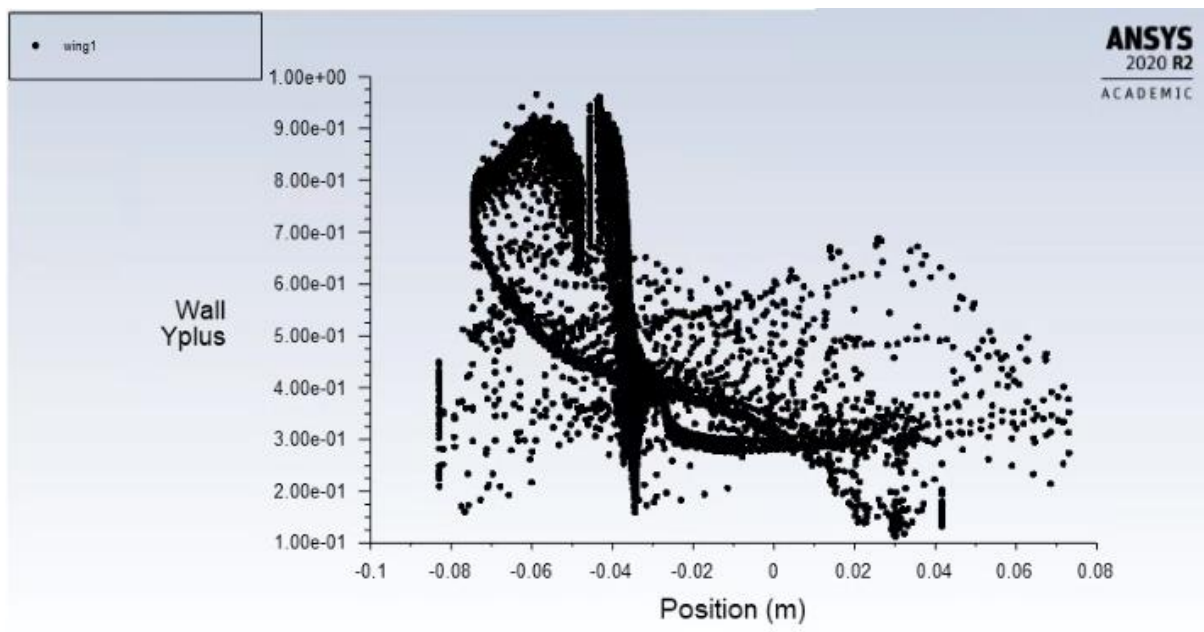


Figura 59 - y^+ para el alerón $L_c = 400\text{mm}$

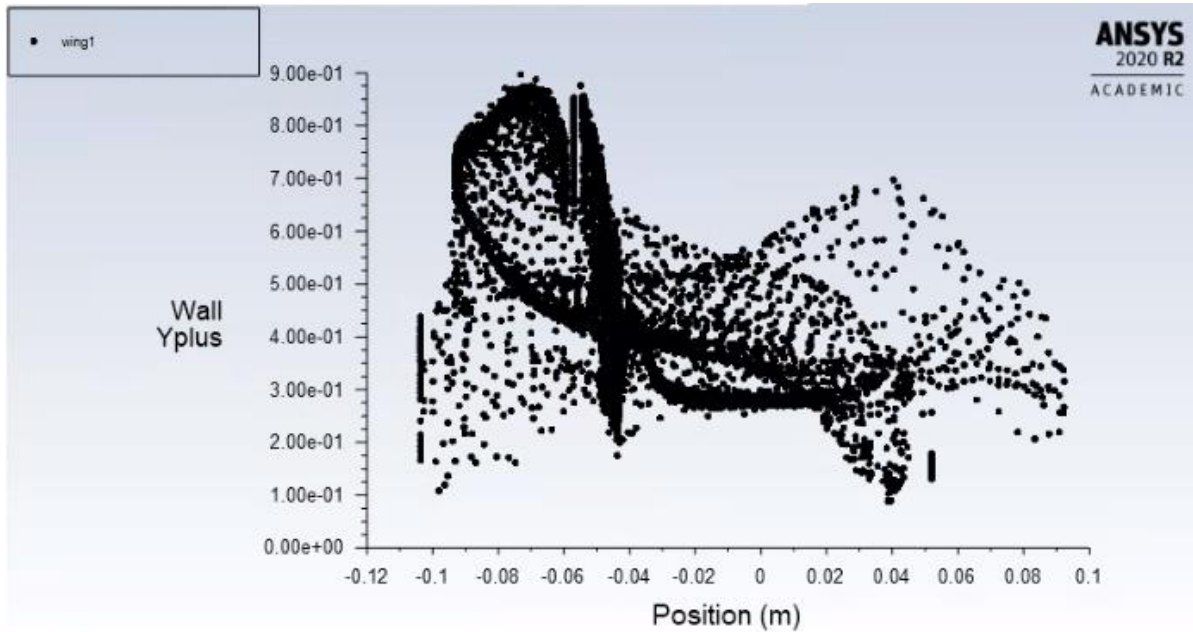


Figura 60 - y^+ para el alerón $L_c = 500\text{mm}$

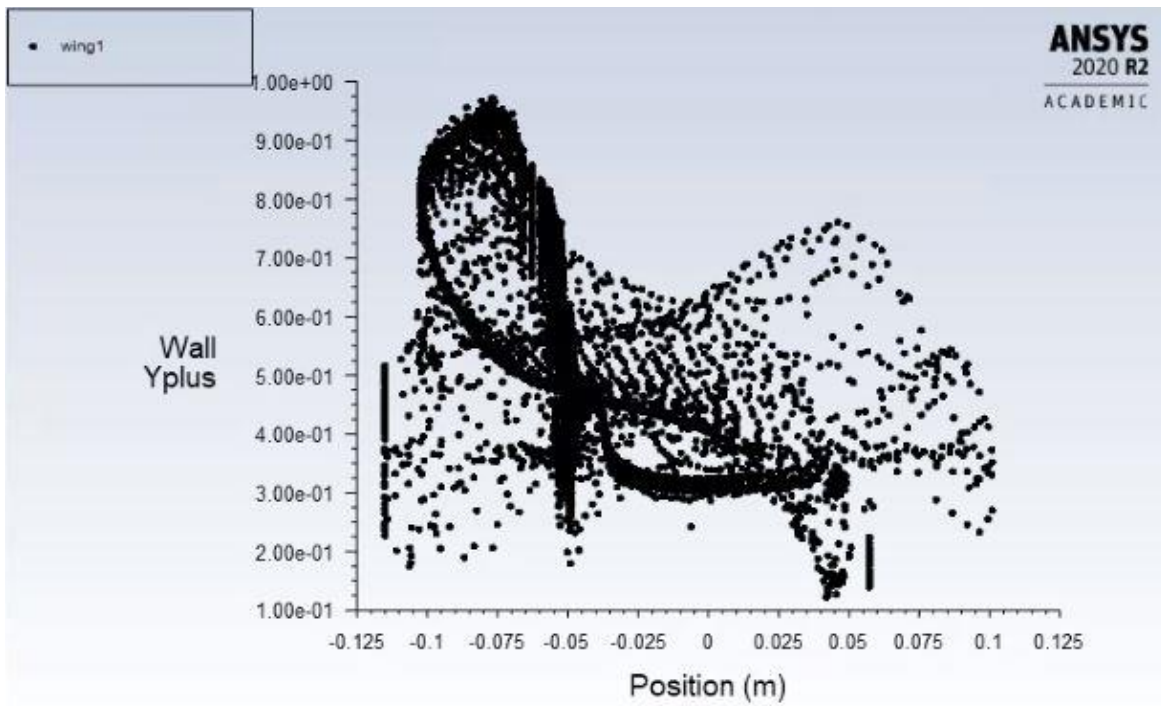


Figura 61 - y^+ para el alerón $L_c = 550\text{mm}$

3.3.1.2. Nosecone

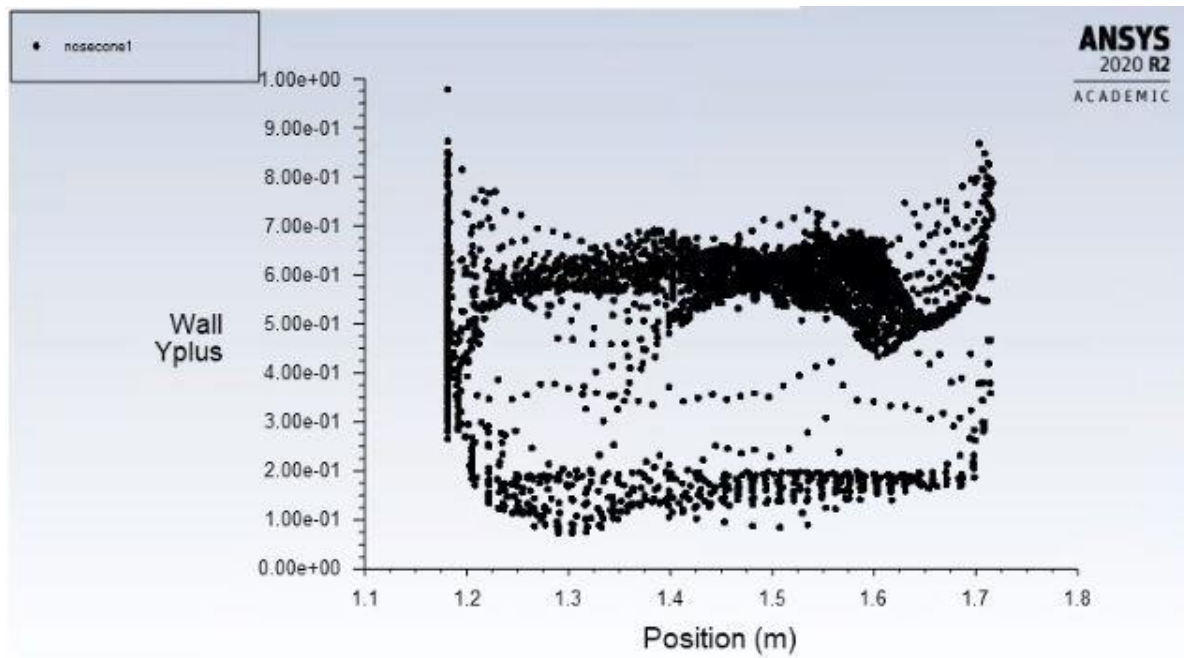


Figura 62 - y^+ para el nosecone existente

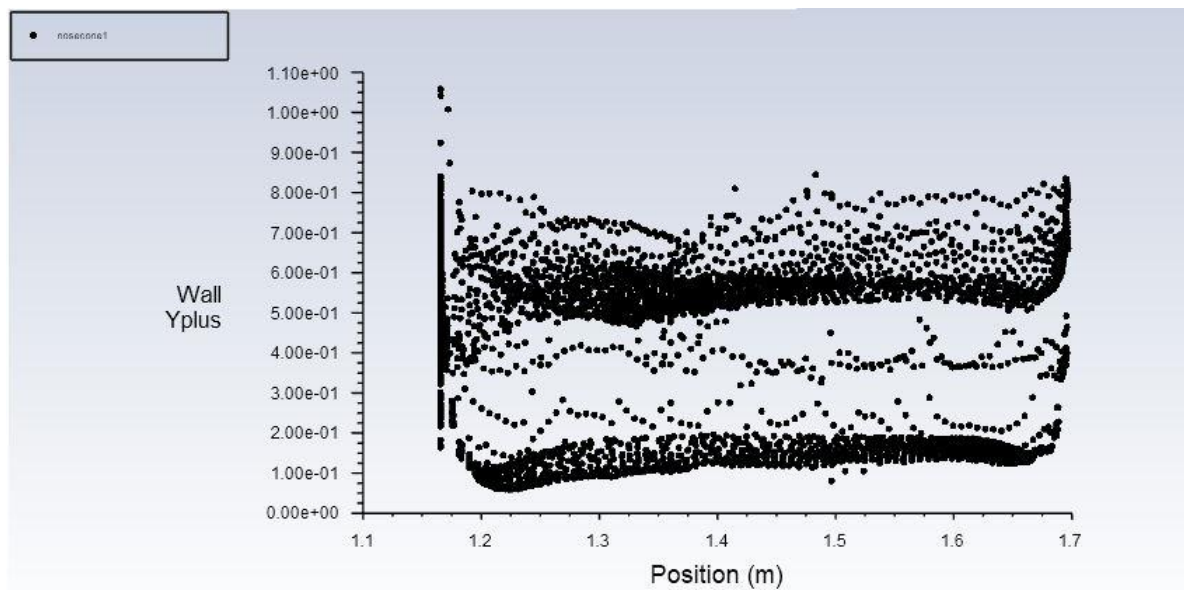
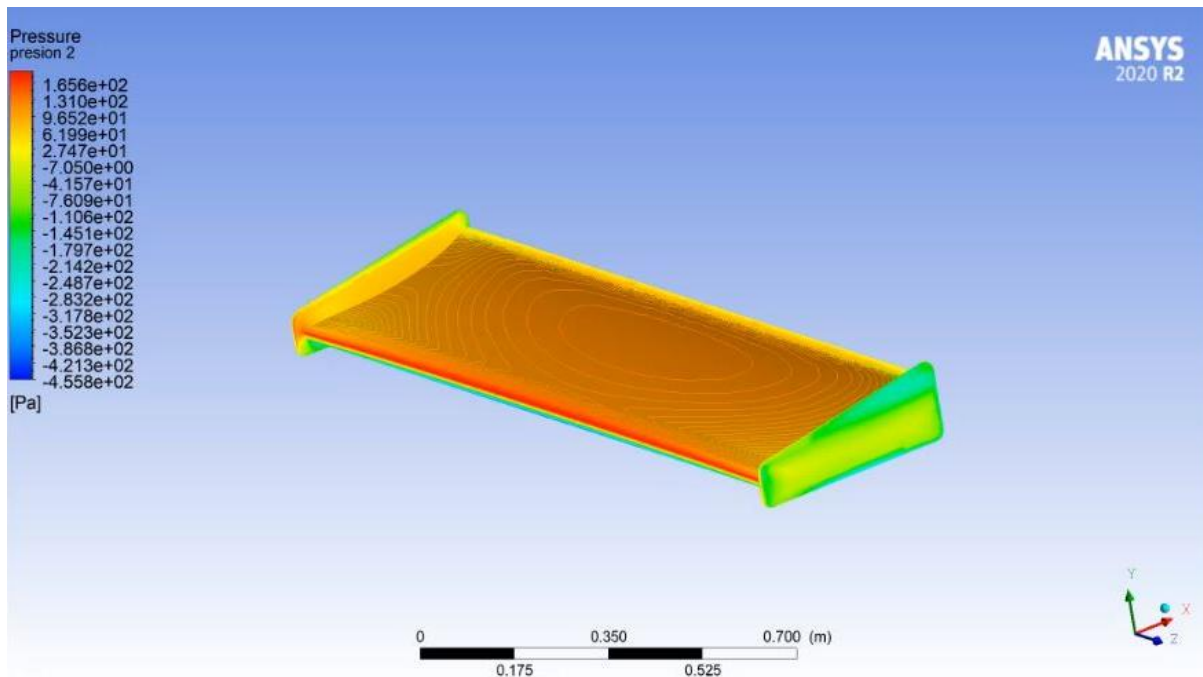


Figura 63 - y^+ para el nosecone angular

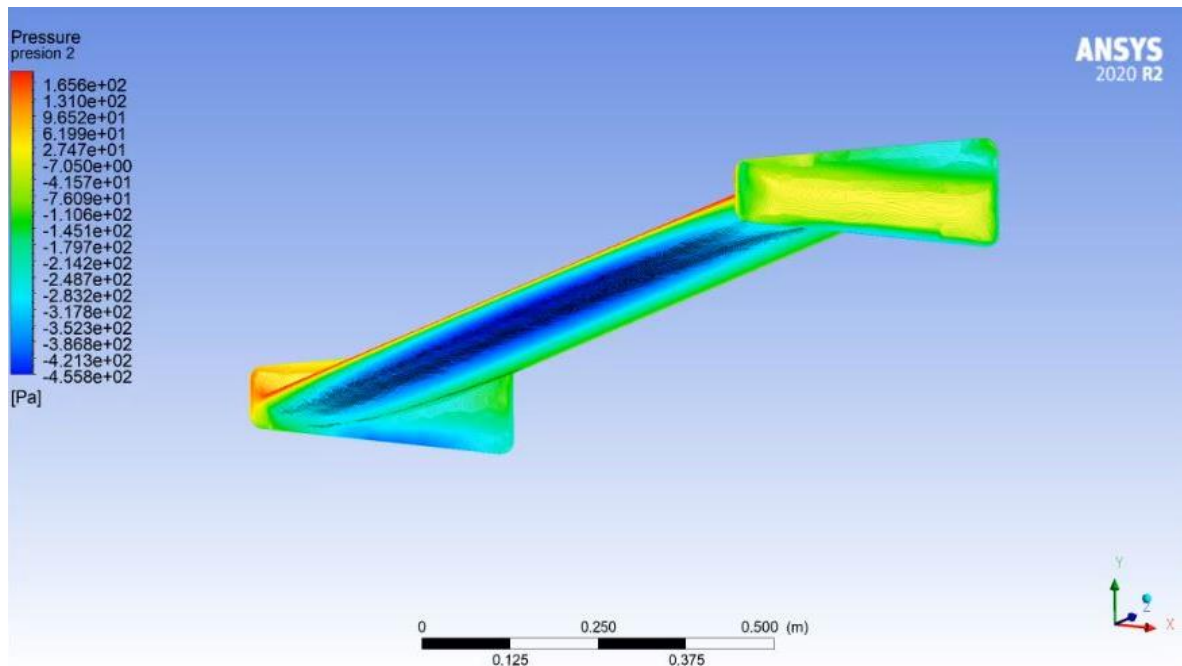
3.3.2. Contornos de presión

3.3.2.1. Alerón frontal y endplates

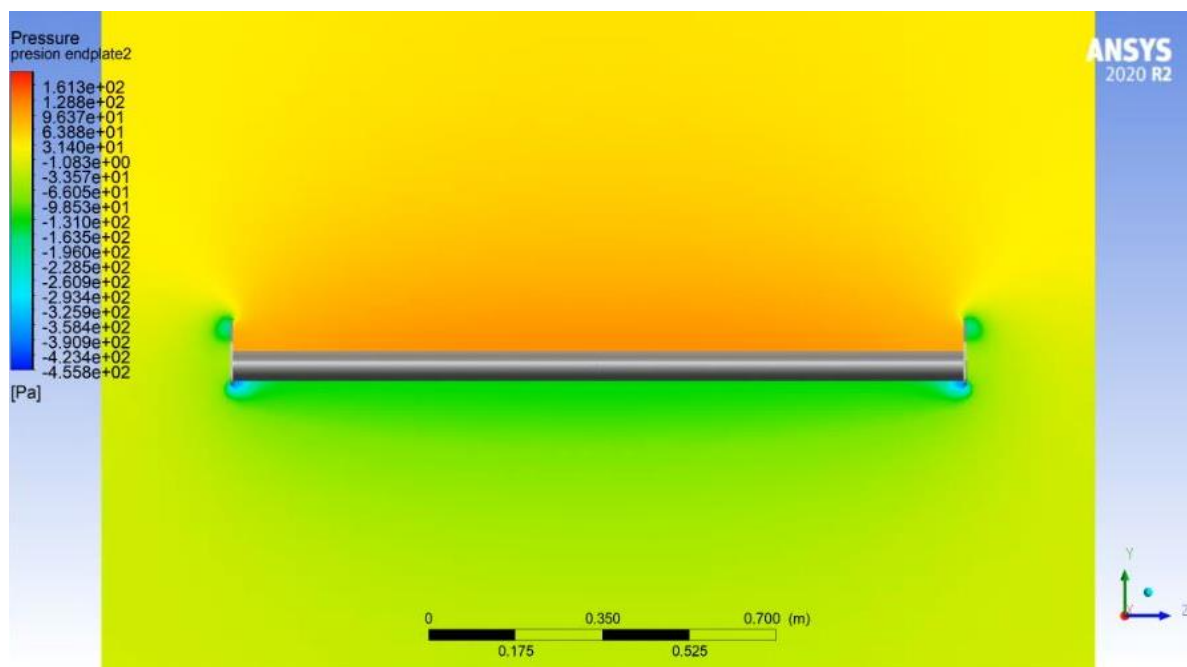
Como se observa en los contornos de presión de los alerones con diferentes longitudes de cuerda, se obtiene el comportamiento esperado de una zona de alta presión encima del alerón, y una zona de baja presión en la parte inferior del alerón. También el comportamiento de los endplates fue lo esperado, logrando separar la zona de alta presión de la zona de baja presión.



a) Parte superior

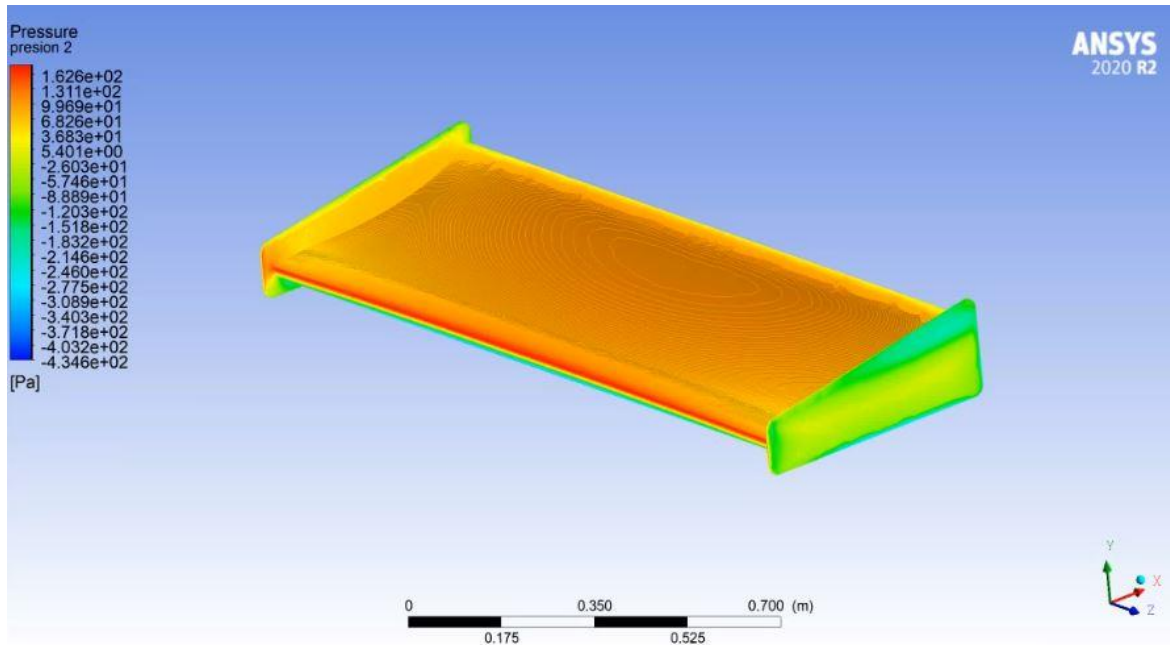


b) Parte inferior

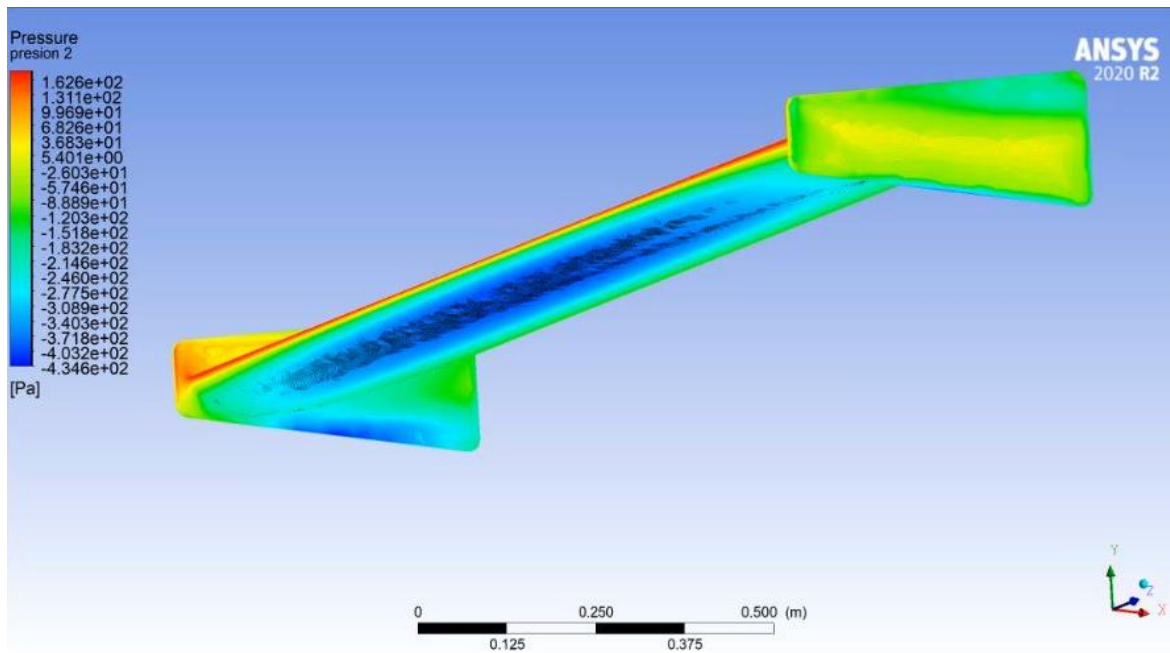


c) Contornos de presión sobre los endplates

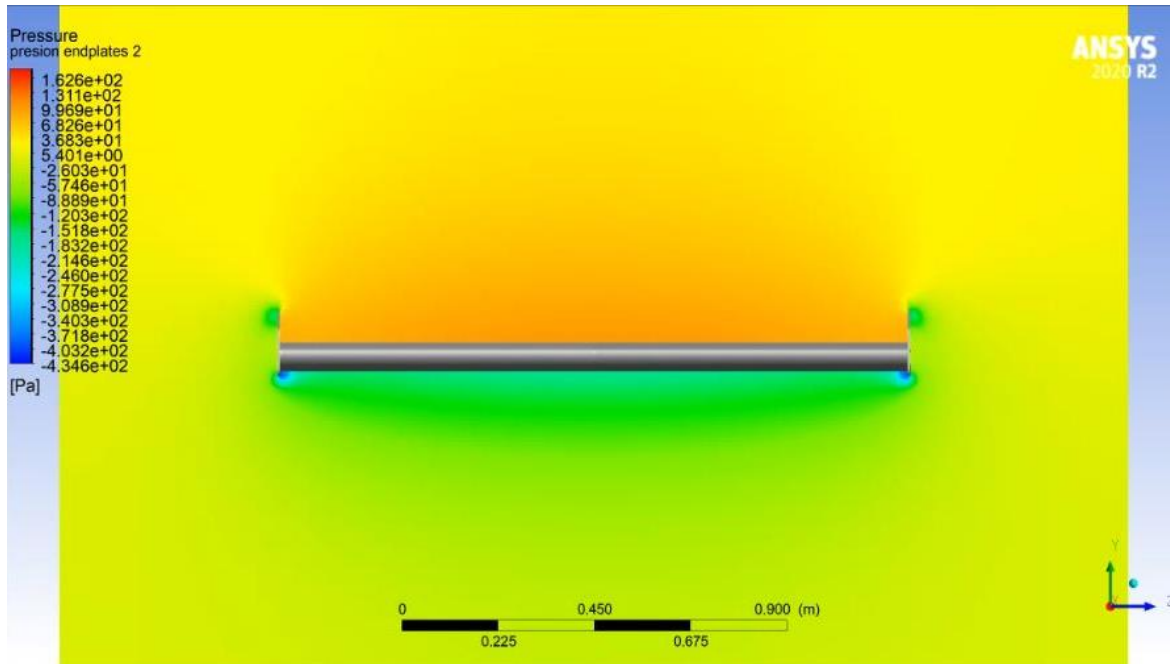
Figura 64 - Contornos de presión sobre el alerón delantero de $L_c = 400\text{mm}$



a) Parte superior

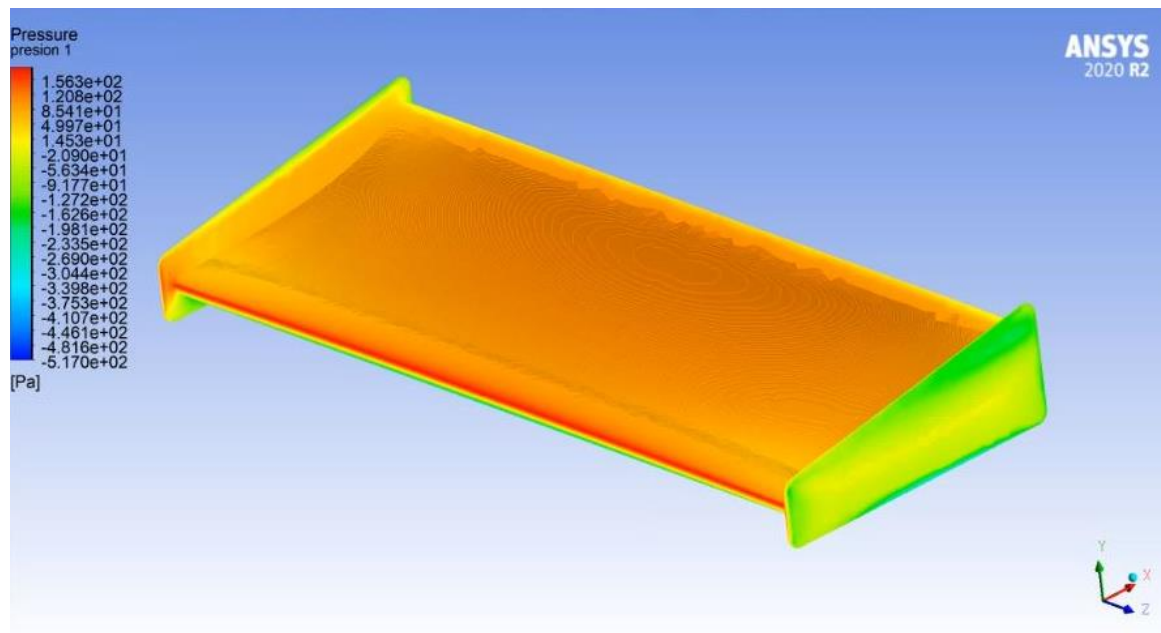


b) Parte inferior

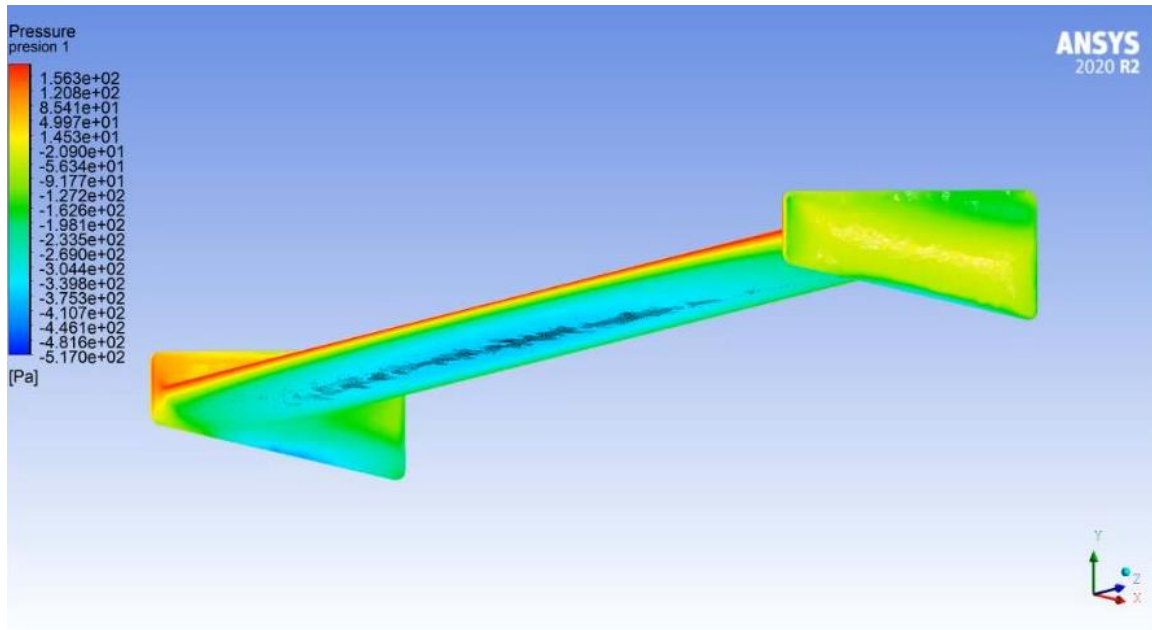


c) Contornos de presión sobre los endplates

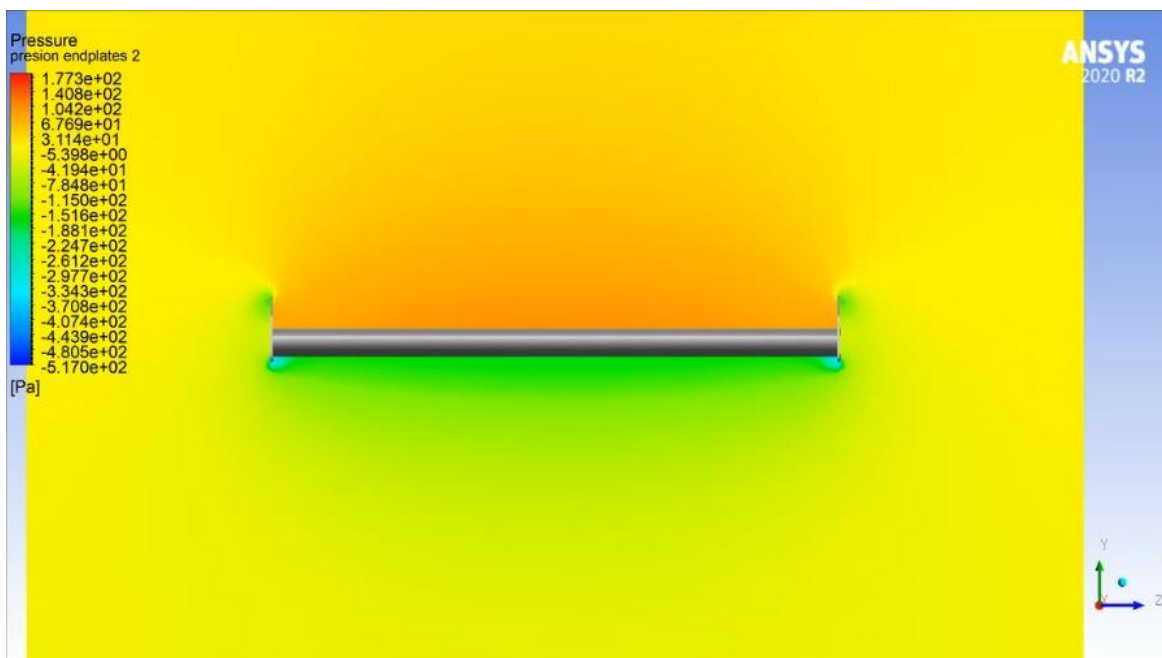
Figura 65 - Contornos de presión sobre el alerón delantero de $L_c = 500\text{mm}$



a) Parte superior



b) Parte inferior



c) Contornos de presión sobre los endplates

Figura 66 - Contornos de presión sobre el alerón delantero de $L_c = 550\text{mm}$

Alerones	Pmax [Pa]	Pmin [Pa]
Lc = 400mm	161,300	-455,800
Lc = 500mm	162,600	-434,600
Lc = 550mm	177,300	-517,000

Tabla 9 - Valores de presión máxima y mínima para los alerones

3.3.2.2. Nosecone

Se puede observar en las figuras 67 y 68, que el nosecone existente posee una mayor área de alta presión en comparación con el nosecone angular, esto significa que la forma del nosecone angular ayuda a minimizar el impacto del aire y puede permitir una adecuada distribución del flujo de aire.

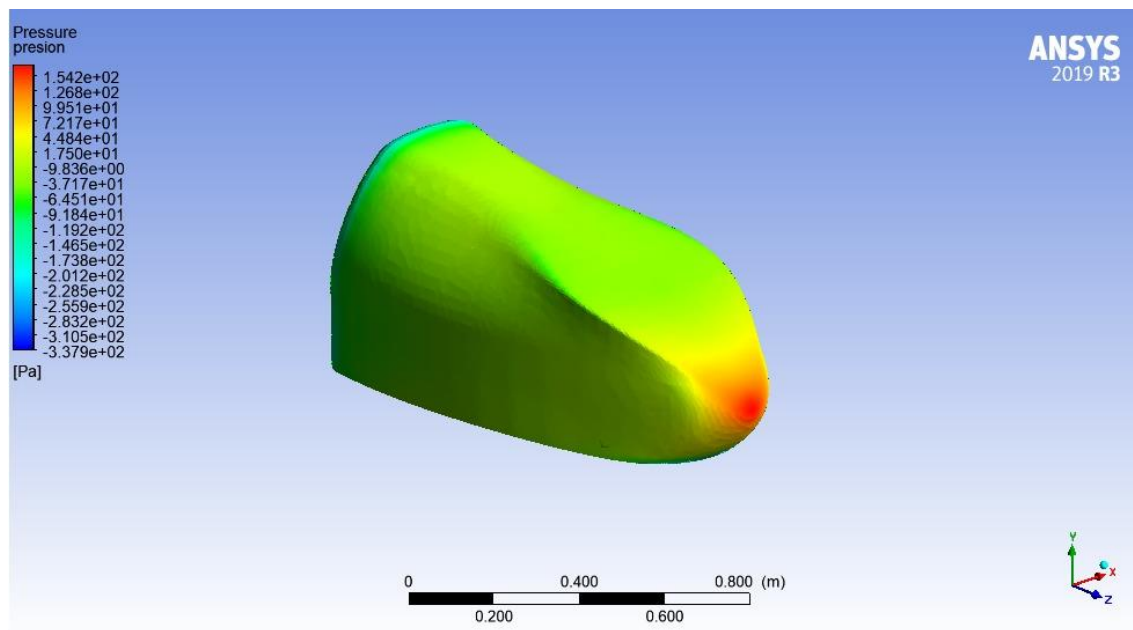


Figura 67 - Contornos de presión sobre el nosecone existente

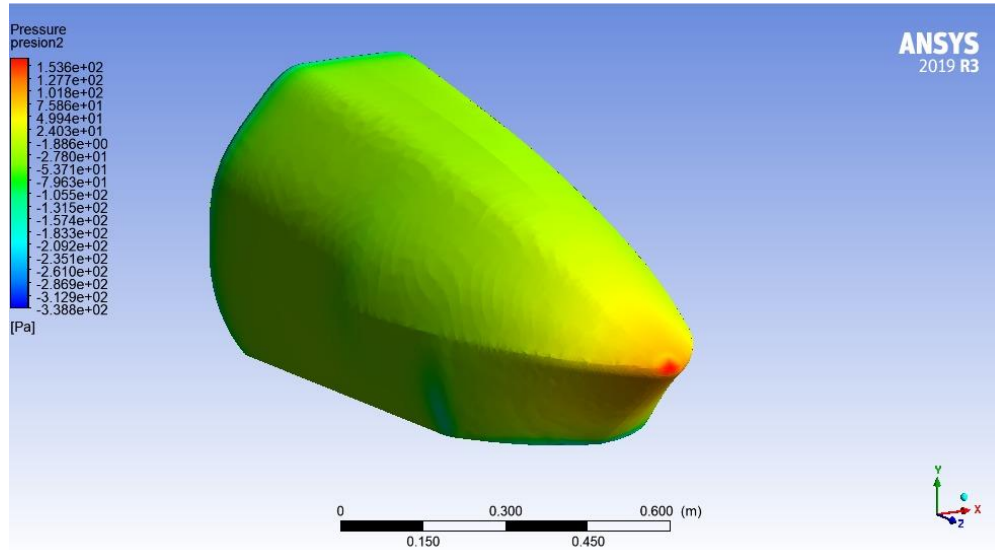


Figura 68 - Contornos de presión sobre el nosecone angular

Nosecone	Pmax [Pa]	Pmin [Pa]
Existente	154,200	-337,900
Angular	153,600	-338,800

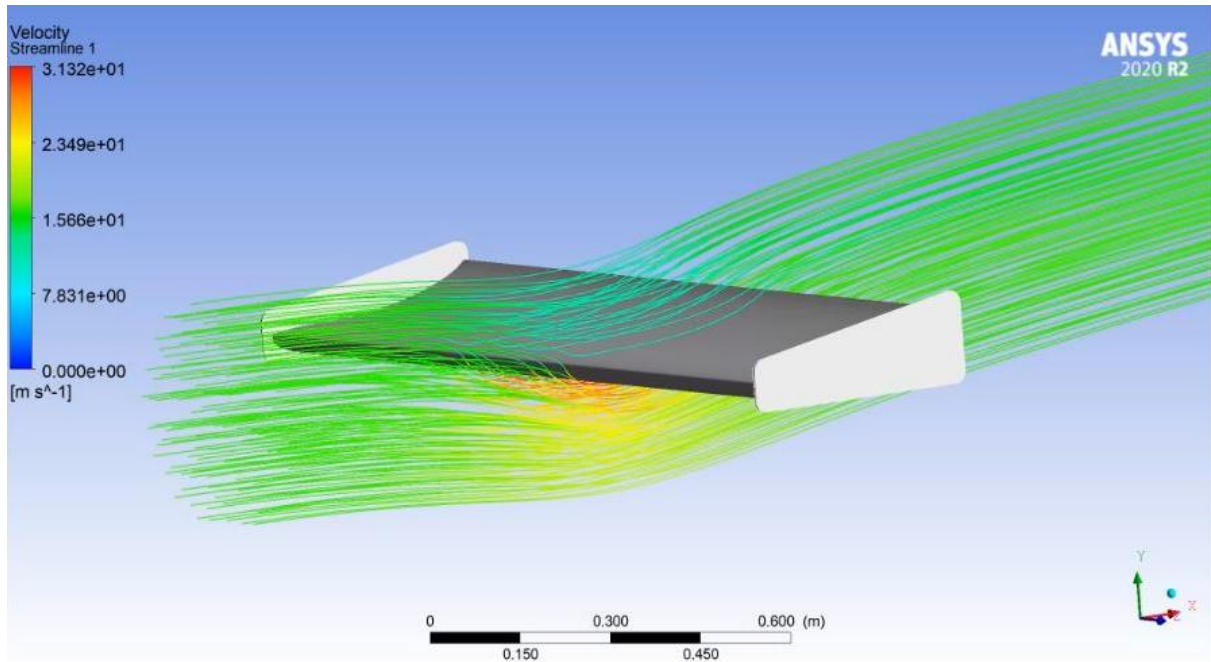
Tabla 10 - Valores de presión máxima y mínima para los nosecone

3.3.3. Campo vectorial de velocidad

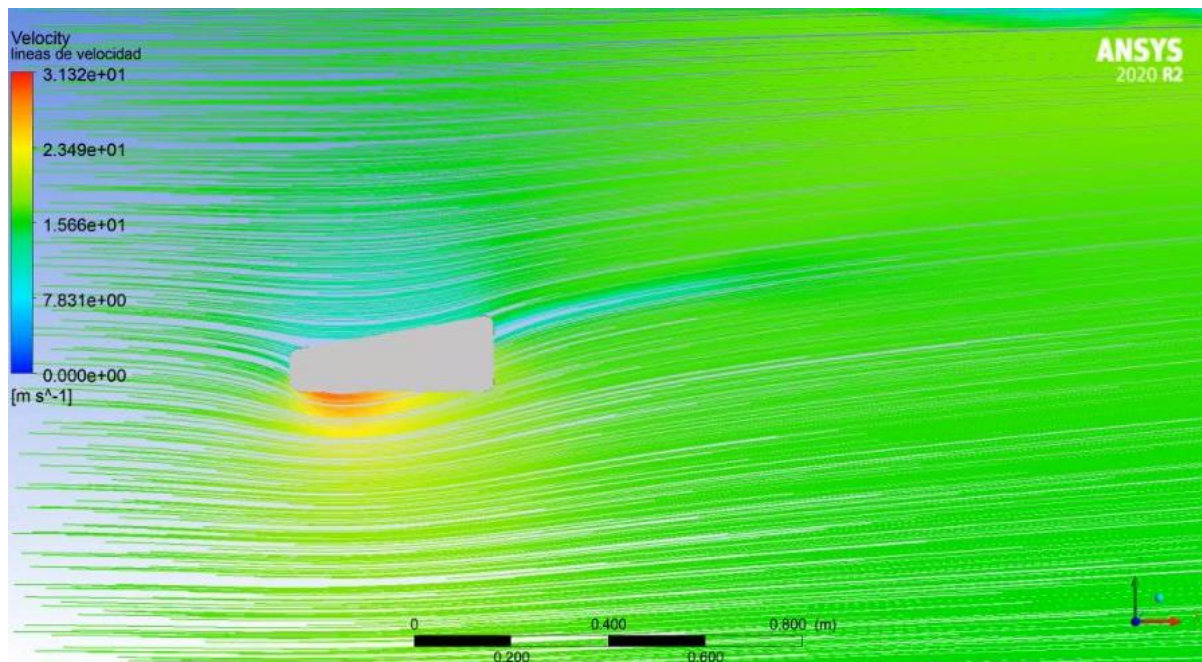
Los campos de velocidad permiten verificar el comportamiento de los contornos de presión, además de mostrar la ruta que toma el flujo a través del modelo.

3.3.3.1. Alerón frontal y endplates

En las siguientes gráficas se muestran los campos de velocidad para los tres alerones, donde se observa una mayor velocidad en la parte inferior y una velocidad cercana a 7 m/s en la parte superior de los alerones, confirmando el comportamiento obtenido en los contornos de presión.

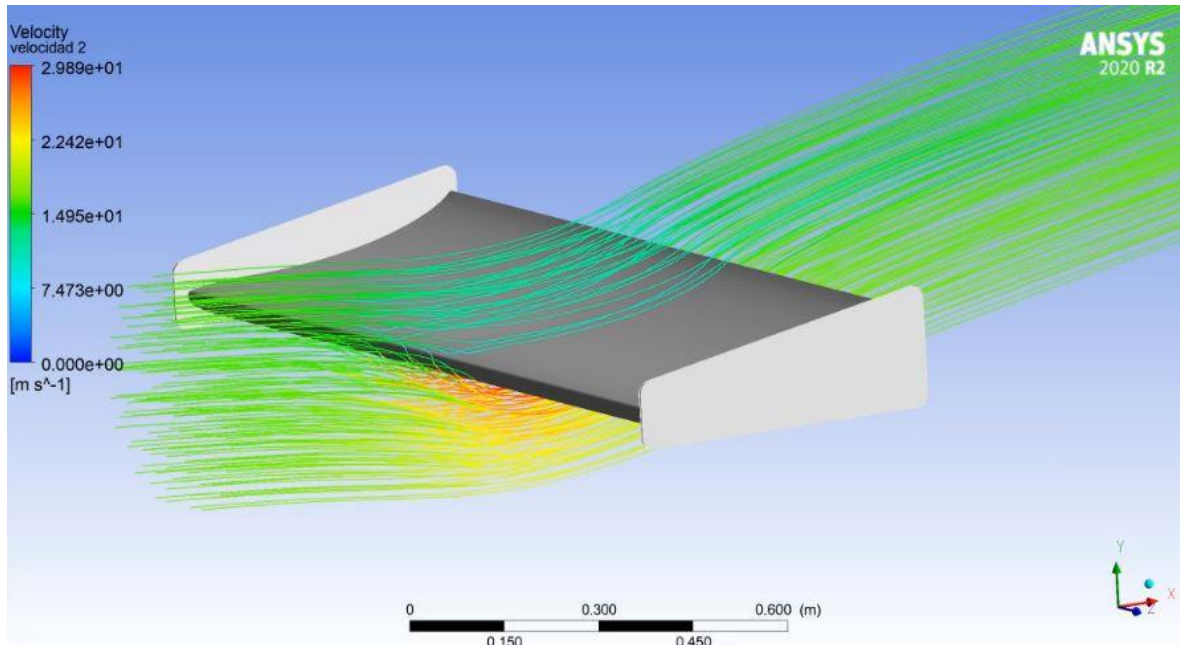


a) Vista isométrica

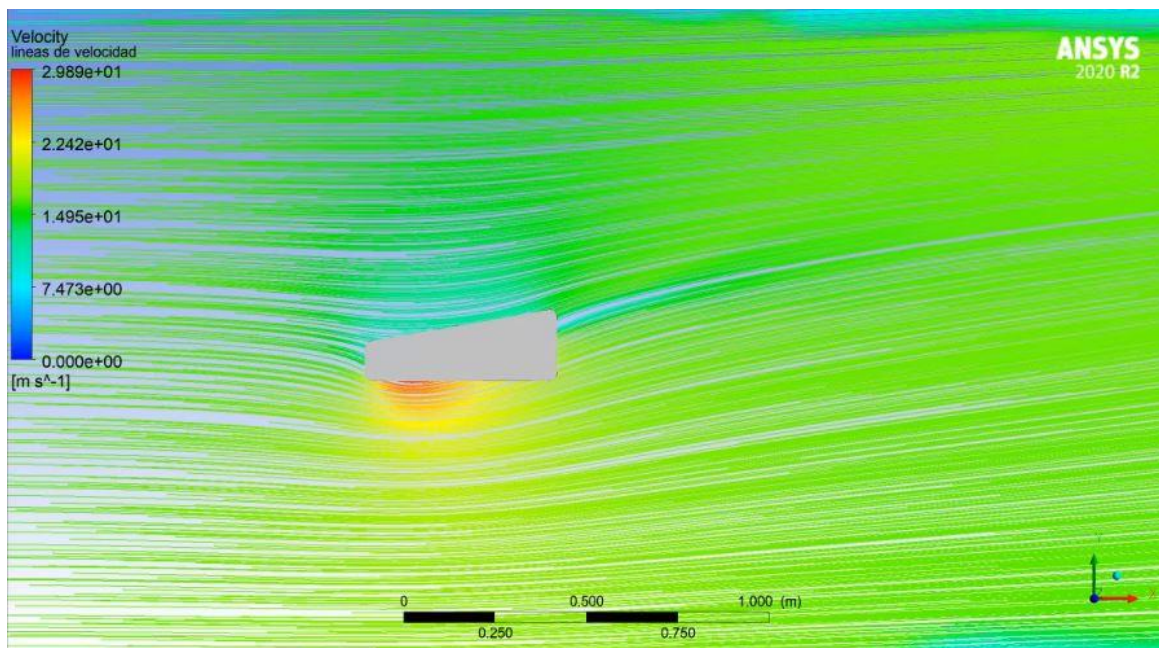


b) Vista lateral

Figura 69 - Campo vectorial de velocidad sobre el alerón delantero de $L_c = 400\text{mm}$

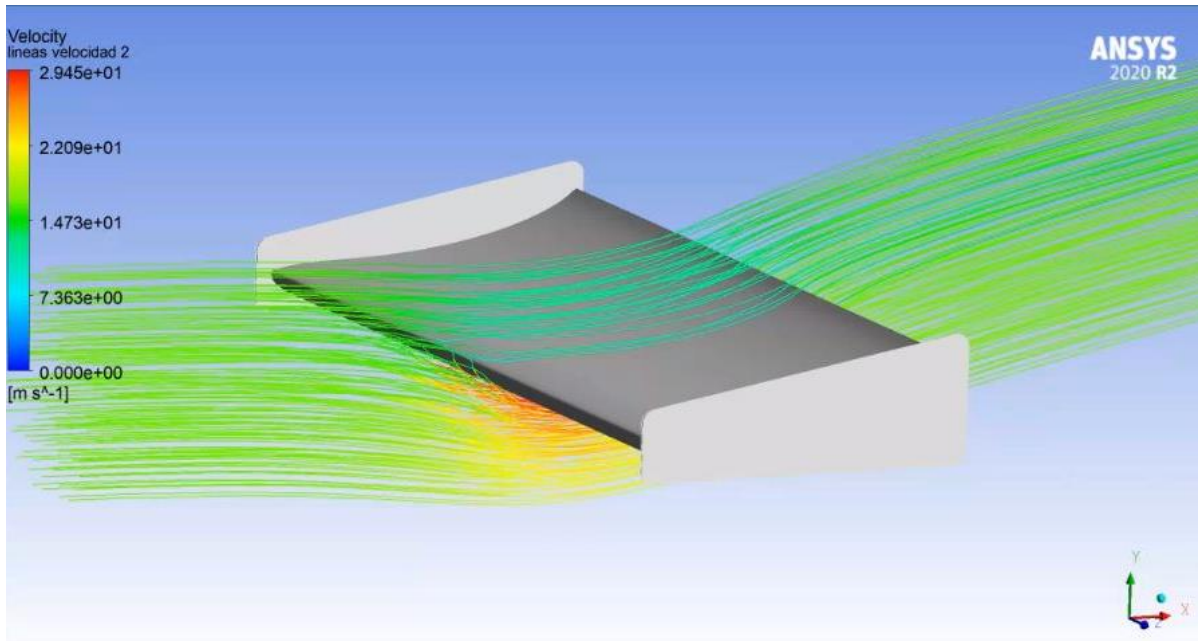


a) Vista isométrica

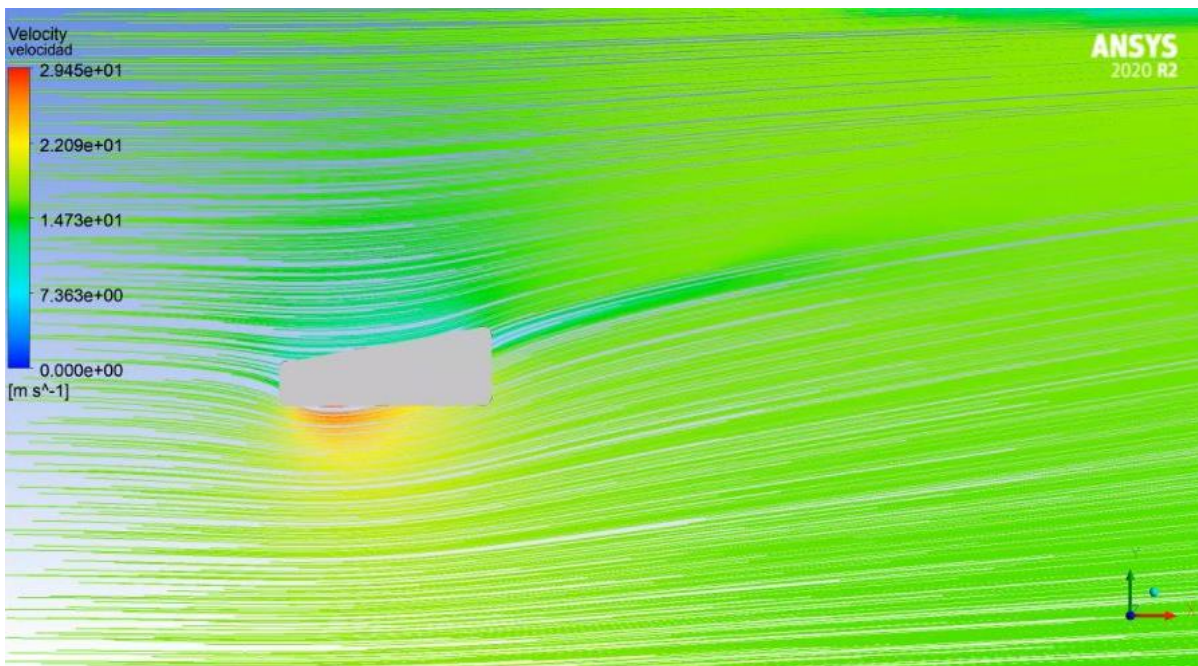


b) Vista lateral

Figura 70 - Campo vectorial de velocidad sobre el alerón delantero de $L_c = 500\text{mm}$



a) Vista isométrica

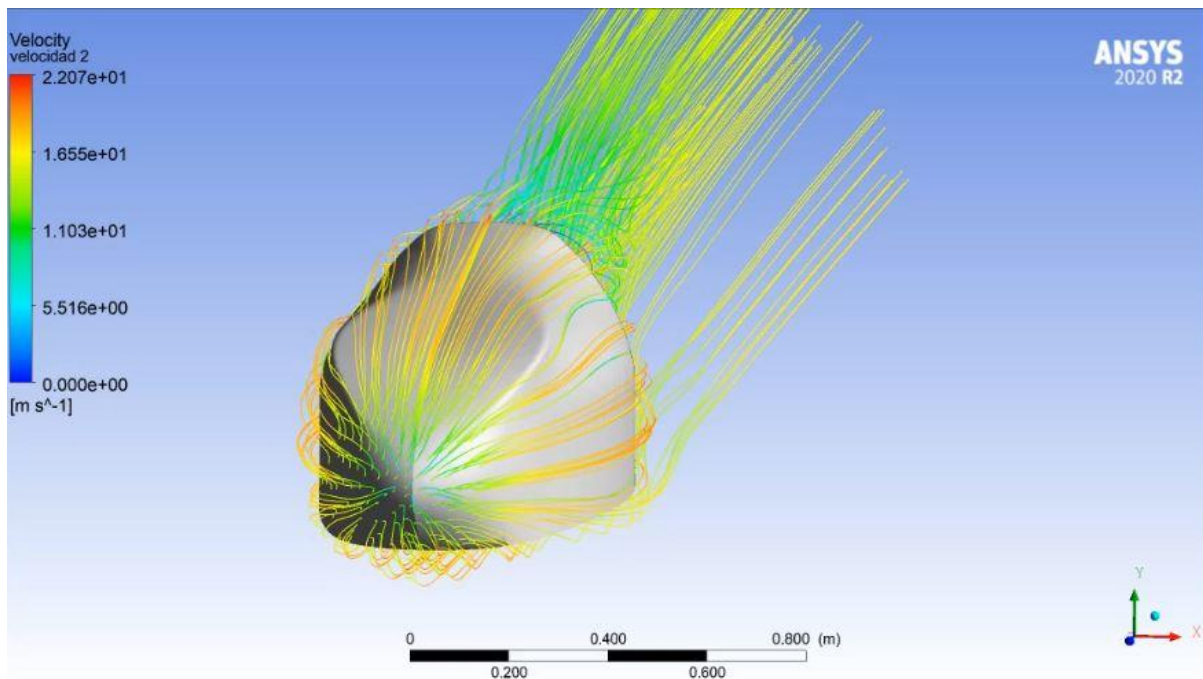


b) Vista lateral

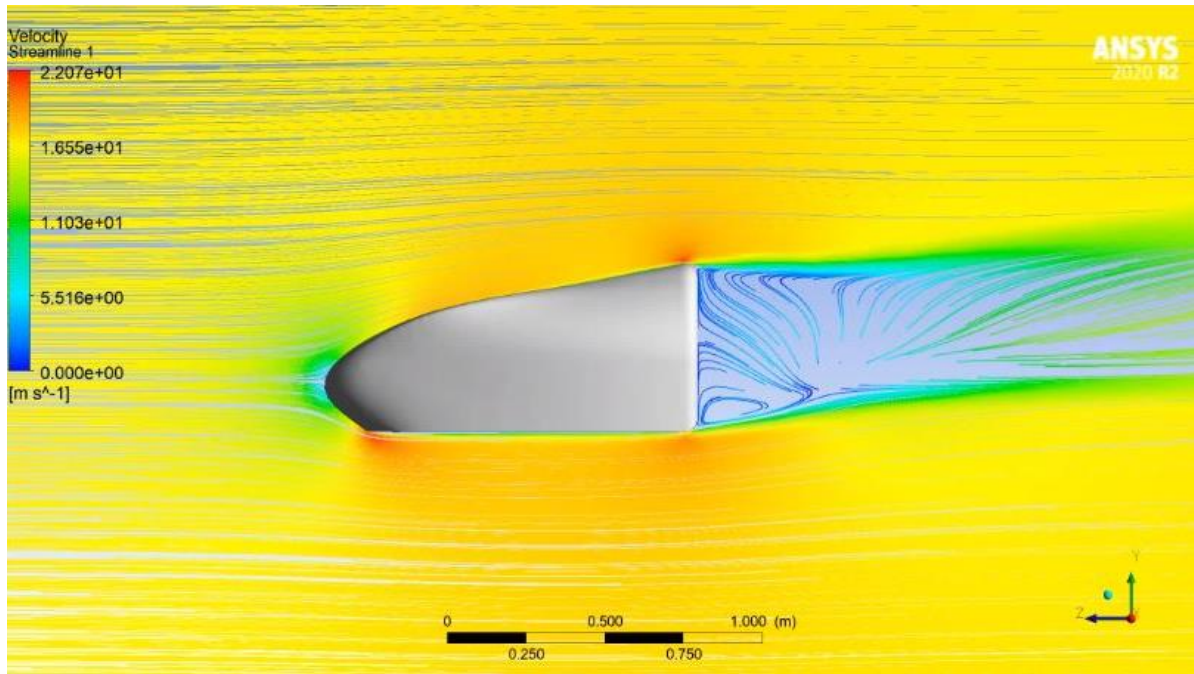
Figura 71 - Campo vectorial de velocidad sobre el alerón delantero de $L_c = 550\text{mm}$

3.3.3.2. Nosecone

En las siguientes gráficas se muestran los campos de velocidad para los dos nosecone, se puede corroborar junto con los contornos de presión, que la punta del nosecone existente posee un área más grande en donde la velocidad es cercana a 5 m/s, confirmando así, una zona de alta presión. También se puede observar el comportamiento que toman las líneas de flujo, para el nosecone existente las líneas de flujo se dirigen al vehículo con ciertas ondulaciones en comparación con el nosecone angular, el cual parece que dirige las líneas de flujo sin ondulaciones.

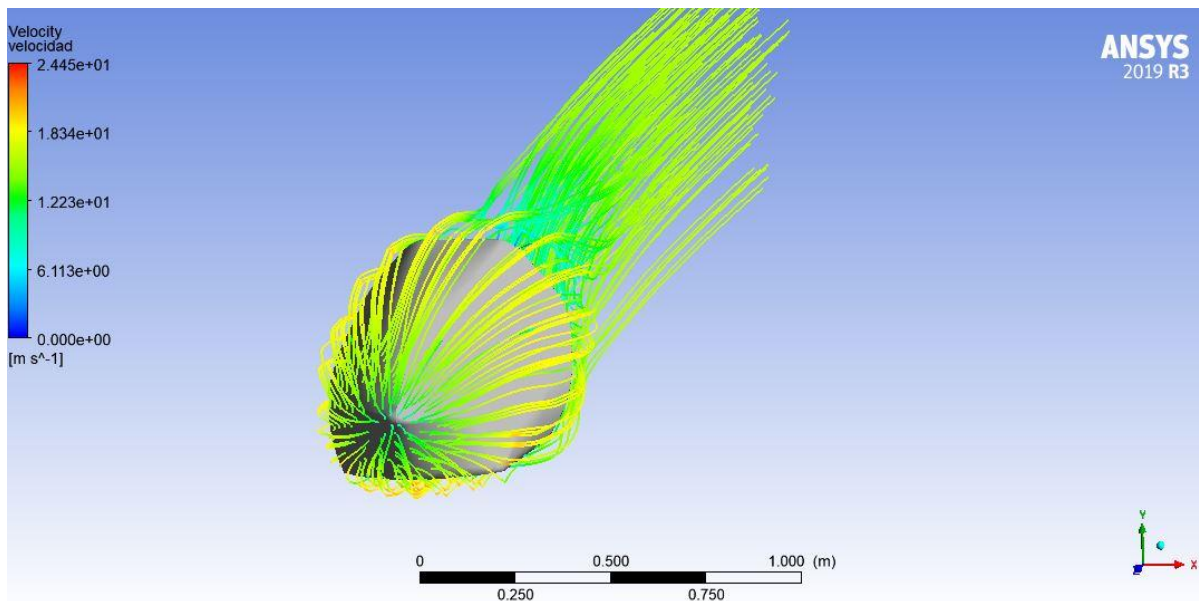


a) Vista frontal

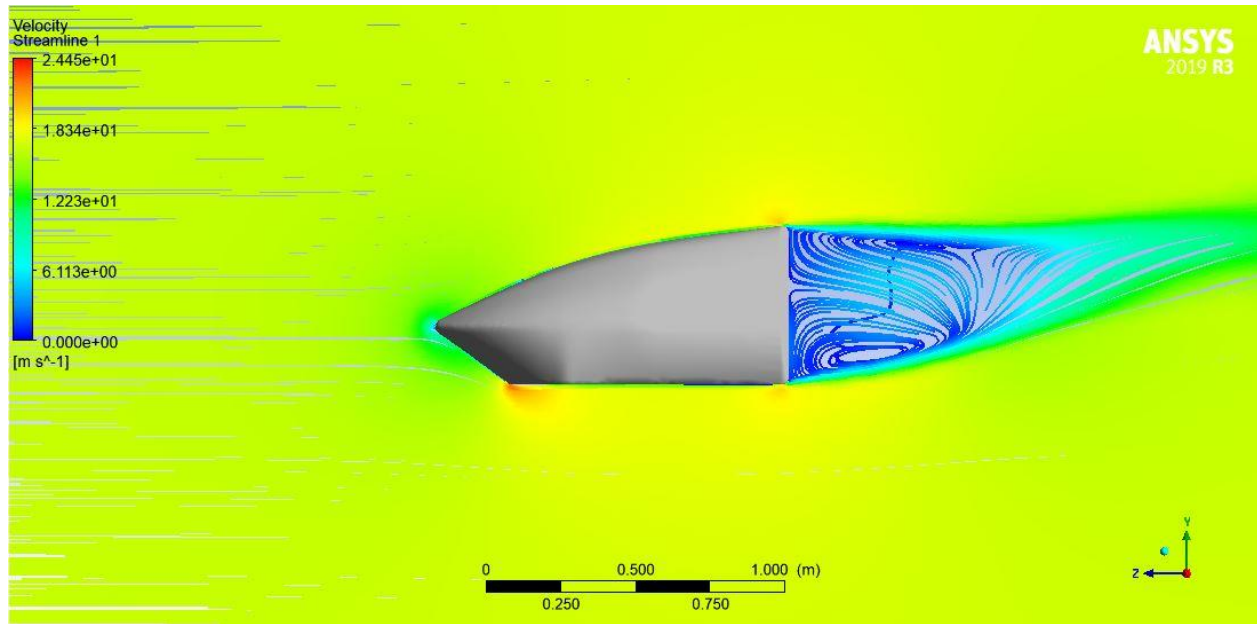


b) Vista lateral

Figura 72 - Campo vectorial de velocidad sobre el nosecone existente



a) Vista frontal



b) Vista lateral

Figura 73 - Campo vectorial de velocidad sobre el nosecone angular

3.4. RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN

Después de obtener los resultados de la simulación y el post procesamiento, podemos seleccionar el alerón y el nosecone más adecuado para formar el paquete aerodinámico delantero del vehículo SAE del semillero de investigación, diseño y construcción de vehículos.

Para la selección del alerón y del nosecone se realizaron las siguientes matrices de decisión, en donde se tuvo en cuenta la eficiencia aerodinámica (C_L/C_D), el downforce (F_L) y la fuerza de arrastre (F_D), a los cuales se les asignó un porcentaje de importancia según el criterio del grupo de trabajo. Cada columna se enumeró del 1 al 3 indicando 3 como el mejor rendimiento y 1 como el peor rendimiento.

Alerones [mm]	Eficiencia	Peso	Total	Downforce	Peso	Total	Arrastre	Peso	Total	TOTAL
Lc = 400	3	60%	1,8	1	20%	0,2	3	20%	0,6	2,6
Lc = 500	2	60%	1,2	2	20%	0,4	2	20%	0,4	2,0
Lc = 550	1	60%	0,6	3	20%	0,6	1	20%	0,2	1,4

Tabla 11 - Matriz de decisión para los alerones

Para la matriz de decisión de los alerones, se asignó un mayor porcentaje de importancia a la eficiencia, dando como resultado en la columna **TOTAL** que el mejor alerón es el de Lc = 400 mm.

Nosecone	Eficiencia	Peso	Total	Downforce	Peso	Total	Arrastre	Peso	Total	TOTAL
Existente	2	20%	0,4	2	20%	0,4	1	60%	0,6	1,4
Angular	1	20%	0,2	1	20%	0,2	2	60%	1,2	1,6

Tabla 12 - Matriz de decisión para los nosecone

Para la matriz de decisión de los nosecone, se asignó un mayor porcentaje de importancia al arrastre, debido a que el objetivo principal del nosecone es proporcionar poca fuerza de arrastre, dando como resultado en la columna **TOTAL** que el mejor nosecone es el angular.

4. SIMULACIÓN COMPUTACIONAL FINAL DEL PAQUETE AERODINÁMICO DELANTERO

4.1. PREPROCESAMIENTO

Una vez seleccionado el alerón frontal y el nosecone se procede a realizar el ensamble, para ello se siguieron las medidas restrictivas presentes en la norma de la fórmula SAE, 2020 [10].

4.1.1. Limpieza de la geometría

Durante el ensamble es posible que se presenten errores en la geometría, por ende, es importante realizar nuevamente una limpieza de la geometría utilizando la herramienta repair de la interfaz de SpaceClaim R3.

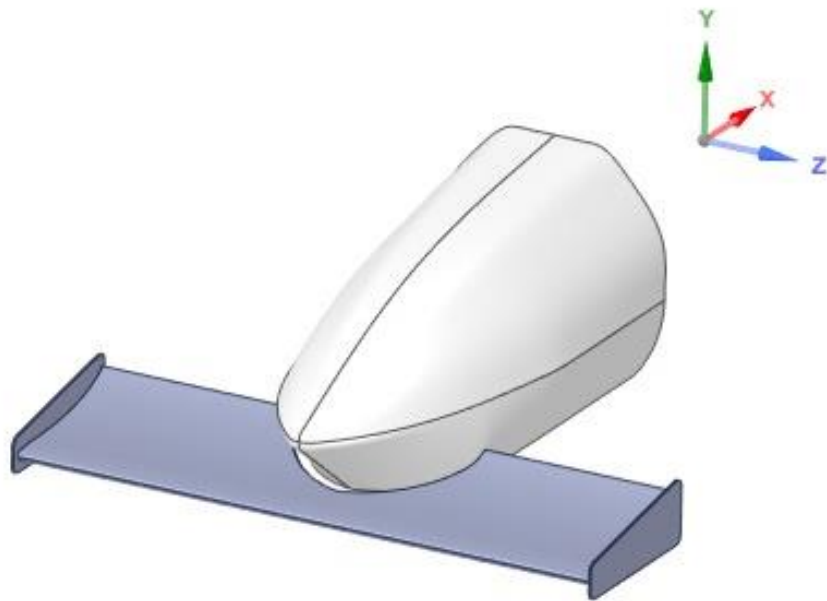


Figura 74 - Ensamble del paquete aerodinámico delantero

4.1.2. Creación del dominio

Para la creación del dominio (enclosure) se tomarán nuevas medidas de referencias, para el largo y el alto se tomarán las medidas del nosecone angular, y para el ancho la envergadura del alerón, ver figura 75. La entrada del túnel está a dos veces el largo, la salida del túnel a 6 veces el largo, y el ancho del dominio a 1,1 veces la envergadura, todas las medidas tomadas desde el centro del modelo.

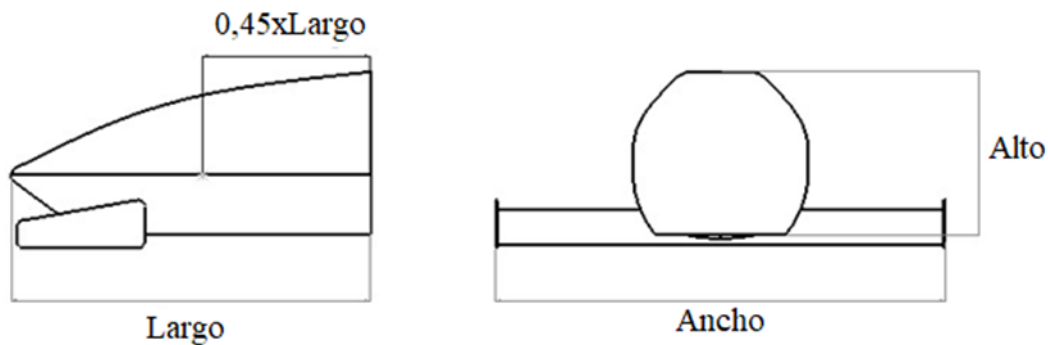


Figura 75 - Medidas de referencia para el paquete aerodinámico delantero

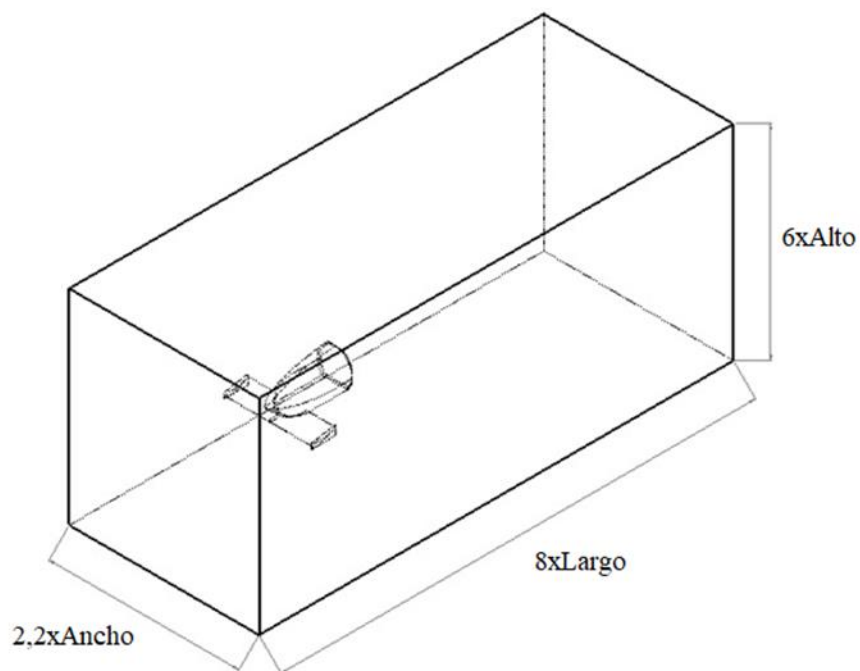


Figura 76 - Enclosure del paquete aerodinámico delantero

4.1.3. Mallado

Para el ensamble también se usará una malla híbrida, es decir con porciones no estructuradas y porciones estructuradas. Se creará una zona de refinamiento siguiendo un factor de escala en relación al Enclosure.

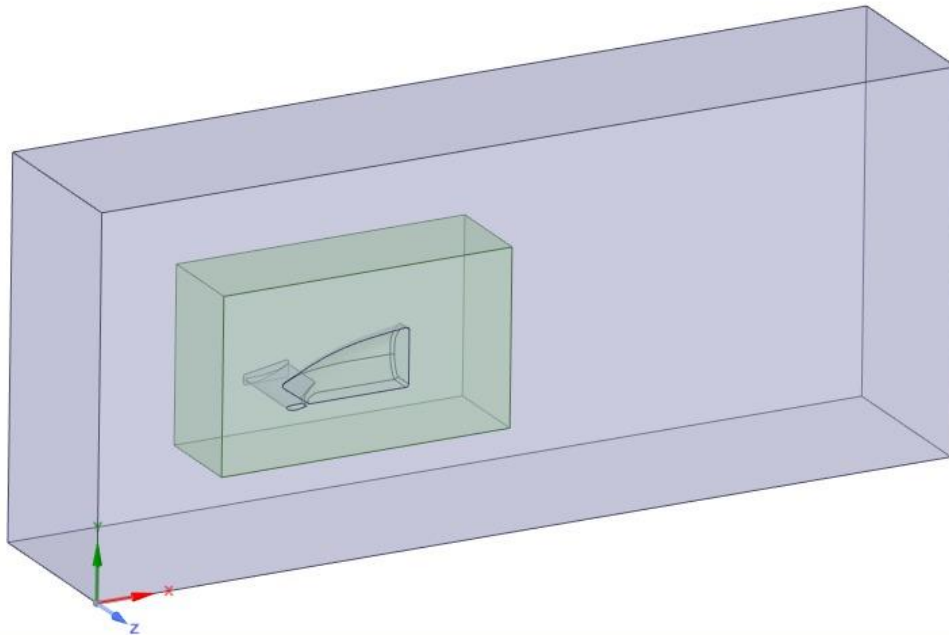


Figura 77 - Zona de refinamiento del paquete aerodinámico delantero

Nuevamente se utilizará el sitio web, véase en la referencia [41], para el cálculo del **inflation**. Se mantienen el mismo valor para la velocidad del numeral **3.2.1 Condiciones de frontera**, y la densidad y viscosidad dinámica que tiene por defecto Ansys Fluent. Para la nueva medida de referencia de *Boundary Layer Length* se utilizará el largo del nosecone angular 1.180m, y se asumirá un y^+ de 0,750.

Y+ Wall Distance Estimation

Input

Freestream velocity:	<input type="text" value="16.66"/>	[m/s]
Density:	<input type="text" value="1.225"/>	[kg/m3]
Dynamic viscosity:	<input type="text" value="1.7894e-5"/>	[kg/ms]
Boundary layer length:	<input type="text" value="1.180"/>	[m]
Desired Y+ value:	<input type="text" value="0.75"/>	[]

Output

Reynolds number:	<input type="text" value="1.3e+6"/>	[]
Estimated wall distance:	<input type="text" value="1.6e-5"/>	[m]

[Estimate Wall Distance](#)

Figura 78 - Estimación de la dimensión de la subcapa viscosa para el paquete aerodinámico delantero [41]

A continuación, se muestran las imágenes de la malla finalizada y la tabla de configuración con los criterios de calidad.

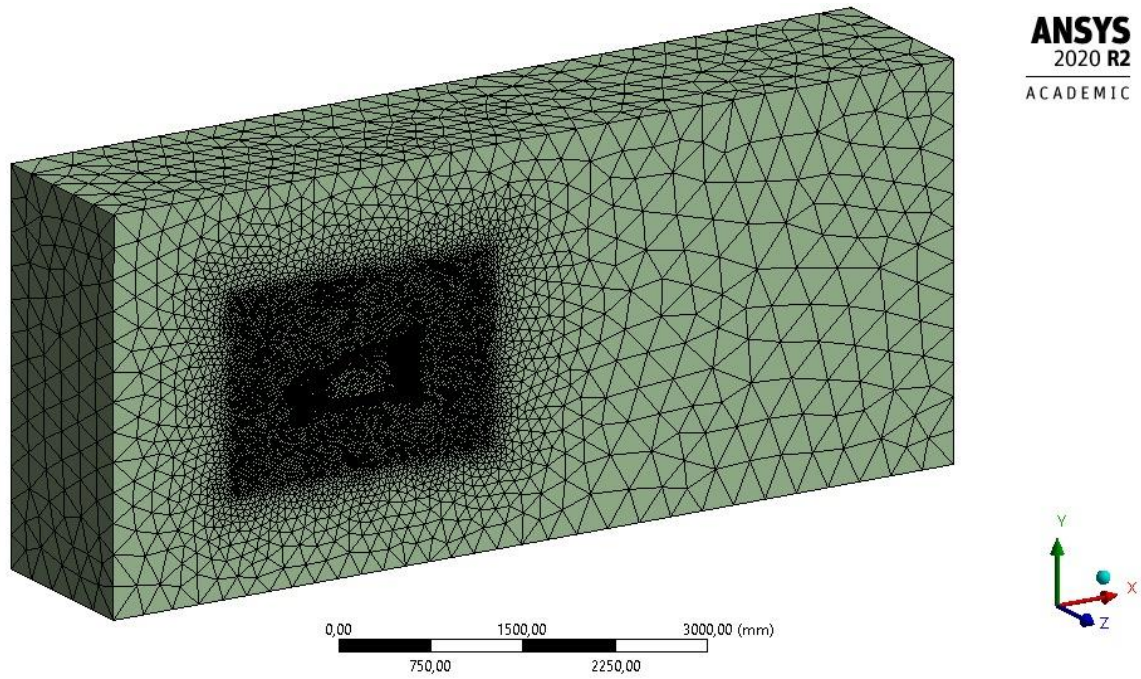


Figura 79 - Malla en 3D para el paquete aerodinámico delantero

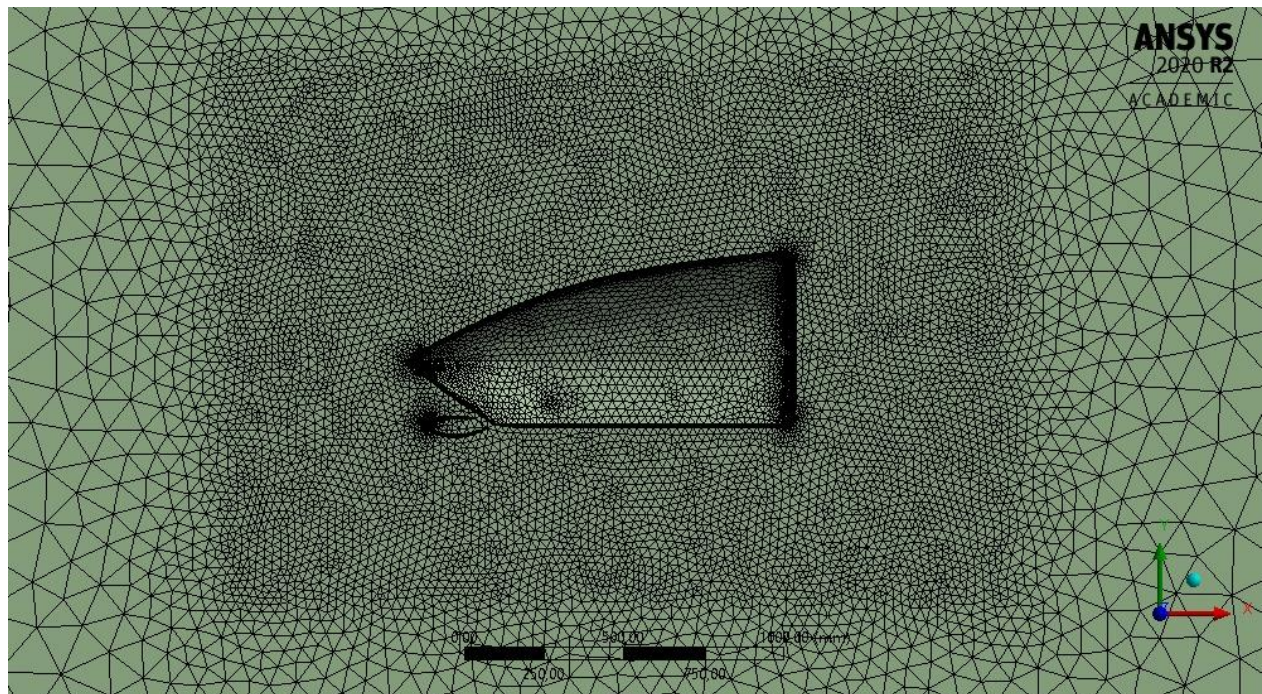


Figura 80 - Zona de refinamiento 3D para el paquete aerodinámico delantero

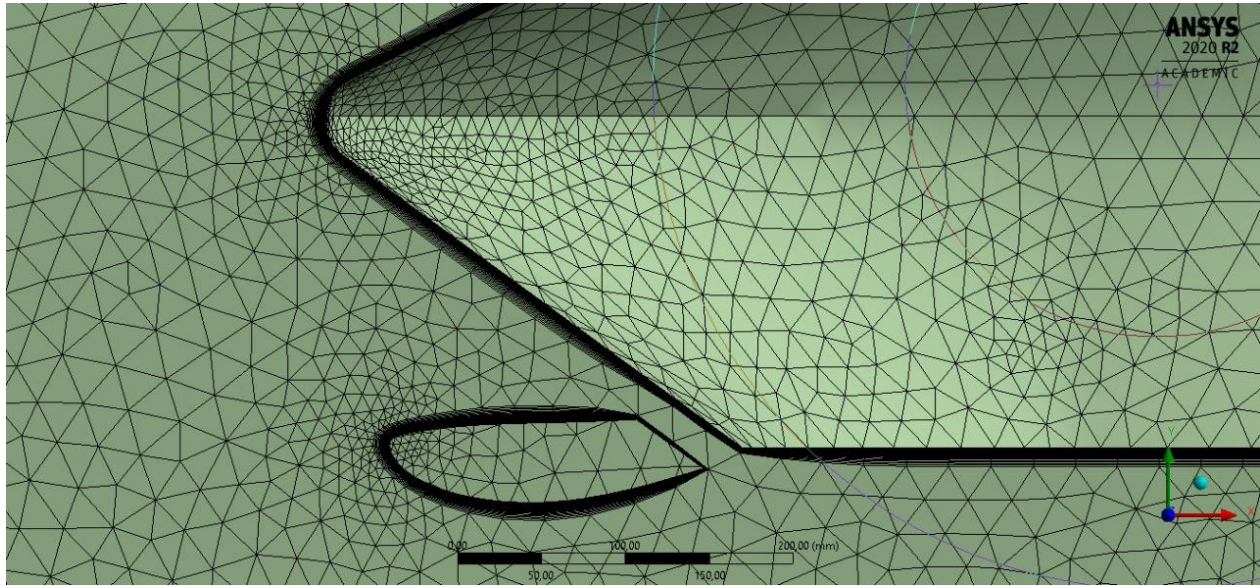


Figura 81 - Inflation de la malla en 3D para el paquete aerodinámico delantero

CONFIGURACIÓN DE LA MALLA	Paquete aerodinámico delantero
Calidad promedio del elemento	0,665
Skewness	0,228
Ángulos mínimos y máximos, promedio	89,128°
Orthogonal Quality	0,747
Aspect ratio promedio	69,133
Número de Elementos	2869477
Tamaño de los elementos de la zona de refinamiento	0,025 m
y+	0,750
Número de Reynolds	1,300e+6
Inflation, first layer	1,600e-5 m

Tabla 13 - Configuración de la malla para el paquete aerodinámico delantero

4.2. SOLUCIÓN

4.2.1. Condiciones de frontera

Se utilizaron las mismas condiciones de frontera del numeral 3.2.1.

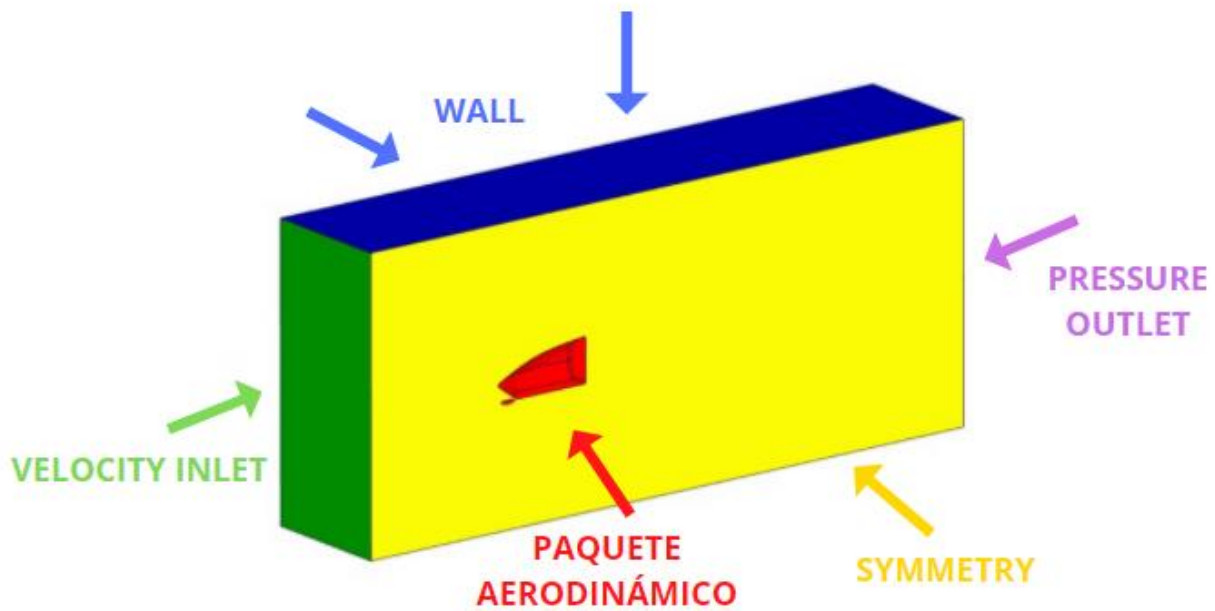


Figura 82 - Condiciones de frontera para el paquete aerodinámico delantero

GEOMETRÍA (COLOR)	POSICIÓN	CONDICIÓN DE FRONTERA
VERDE	Entrada	Velocity inlet, $V = 16,660 \text{ m/s}$
MORADO	Salida	Pressure outlet, gauge pressure = 0 Pa
AZUL	Paredes	Wall
AMARILLO	Pared lateral	Symmetry
ROJO	Paquete aerodinámico	Wall, no slip

Tabla 14 - Condiciones asignadas a cada posición del paquete aerodinámico delantero

4.2.2. Modelos de turbulencia y métodos de solución

- **Modelos de turbulencia:** Se utilizará el método Realizable k - ϵ , y el tratamiento de muro Enhanced Wall Treatment (Near-Wall Models).
- **Métodos de solución:** Los métodos de solución serán los mismos que fueron utilizados en las simulaciones anteriores.
 - Solver \rightarrow Pressure based.
 - Gradiente \rightarrow Least-Squares-Cell-Based.
 - Esquemas de interpolación de la presión \rightarrow Second-Order.
 - Discretización \rightarrow Second-Order.

4.2.3. Simulación

A continuación, se presenta la tabla con el resumen de la configuración para la simulación, y las gráficas respectivas de residuales, drag y lift para el paquete aerodinámico delantero.

Para el área de referencia del paquete aerodinámico se sumó el área del alerón $L_c = 400$ mm con el área frontal proyectada del nosecone angular. Estas áreas se pueden encontrar en las tablas 5 y 7.

Settings		
Density	1,225	m ³ /kg
Dynamic viscosity	1,789e-5	Pa s
Model	Realizable k-ε	RKE
Wall treatment	Enhanced wall treatment	EWT
Fluid	Air	20° Celsius
Boundary conditions		
Airfoil	Stationary wall	No-slip
Inlet velocity	16,660	m/s
Outlet-gauge pressure	0	Pa
Reference values		
Reference area	0,430	m ²
Length	1,180	m
Compute from	Inlet	
Solution methods		
Solution method	Pressure-based	Coupled
Residual monitors	Convergence criterion	1,000e-6
Initialization	Hybrid	
Compute from	Inlet	
Run calculation	Number of iterations	3000

Tabla 15 - Resumen de la configuración de simulación para el paquete aerodinámico delantero

En las siguientes gráficas de residuales, drag y lift, se puede observar que la simulación converge antes de las 250 iteraciones, de ahí en adelante los valores se mantienen constantes, también se puede observar el cumplimiento del criterio de 1,000e-6 en la gráfica de residual.

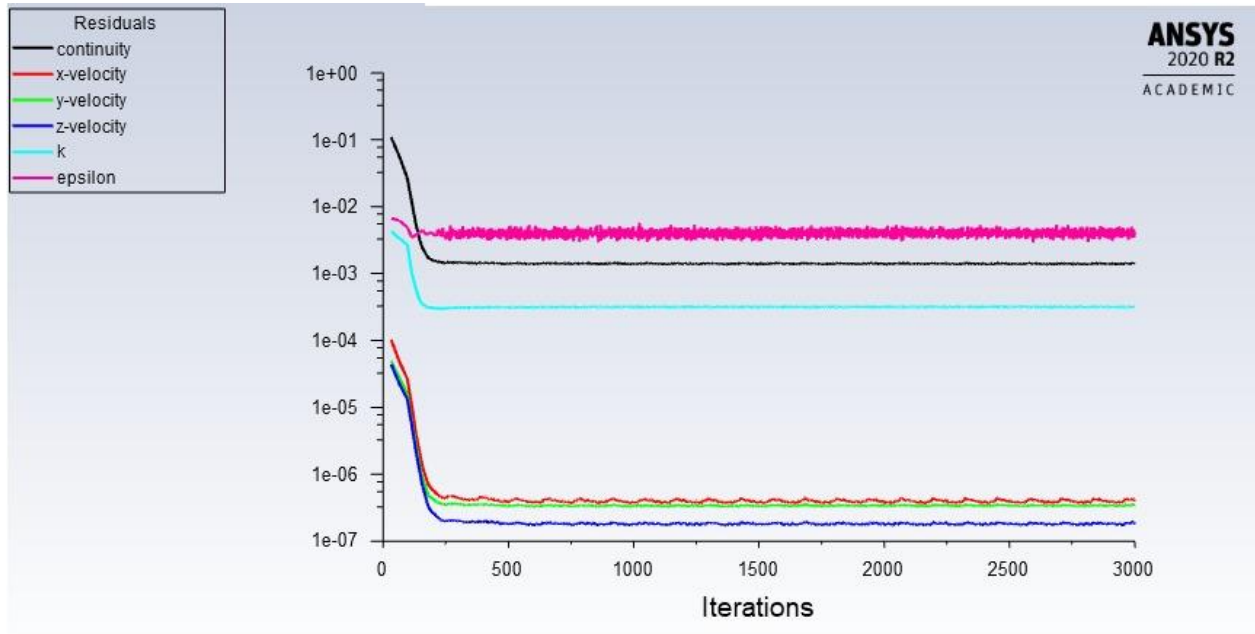


Figura 83 - Residuales para el paquete aerodinámico delantero

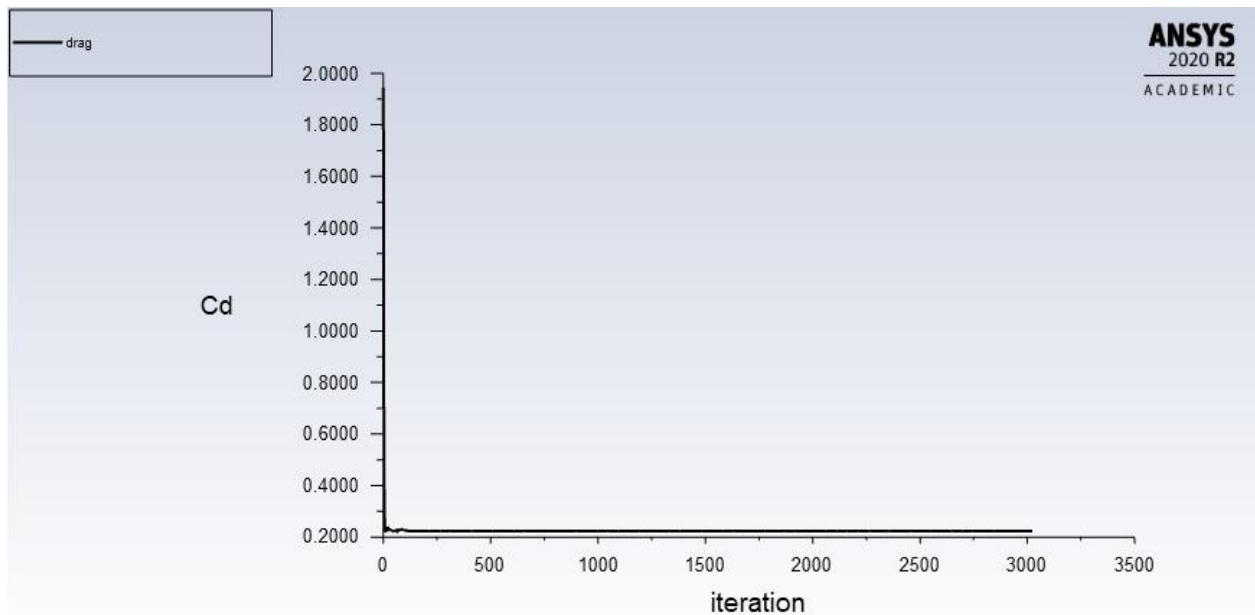


Figura 84 - Drag para el paquete aerodinámico delantero

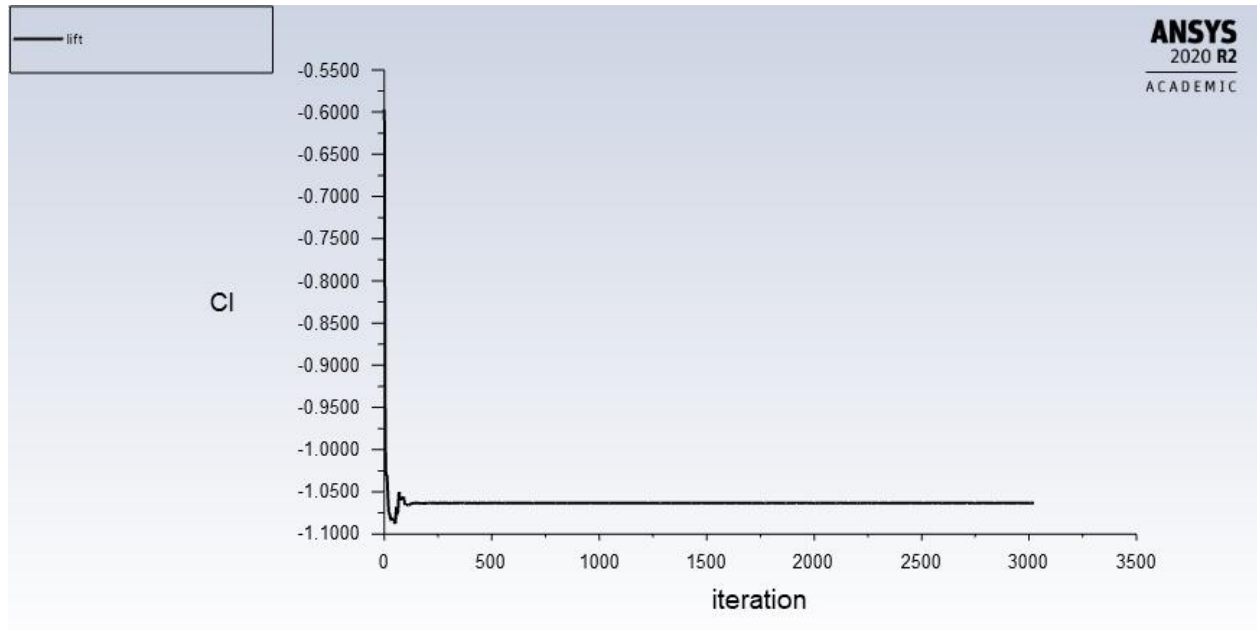


Figura 85 - Lift para el paquete aerodinámico delantero

	C_L	C_D	C_L/C_D	F_L [N]	F_D [N]
Paquete aerodinámico delantero	-1,063	0,223	4,767	-155,535	32,742

Tabla 16 - Coeficientes, y fuerzas de arrastre y sustentación para el paquete aerodinámico delantero

4.3 POST PROCESAMIENTO

4.3.1. Validación del y^+

En la gráfica de la figura 86, se muestran los valores del y^+ para el paquete aerodinámico delantero. Se puede apreciar que el mallado está en buena calidad ya que no se presentan valores mayores a 1.

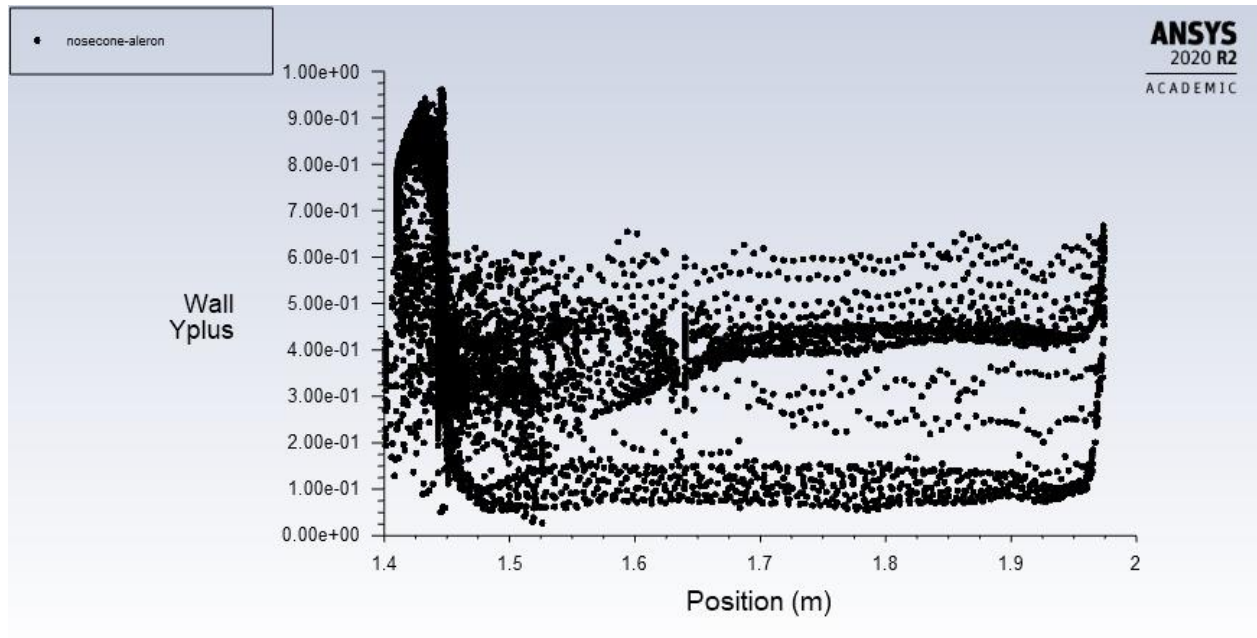
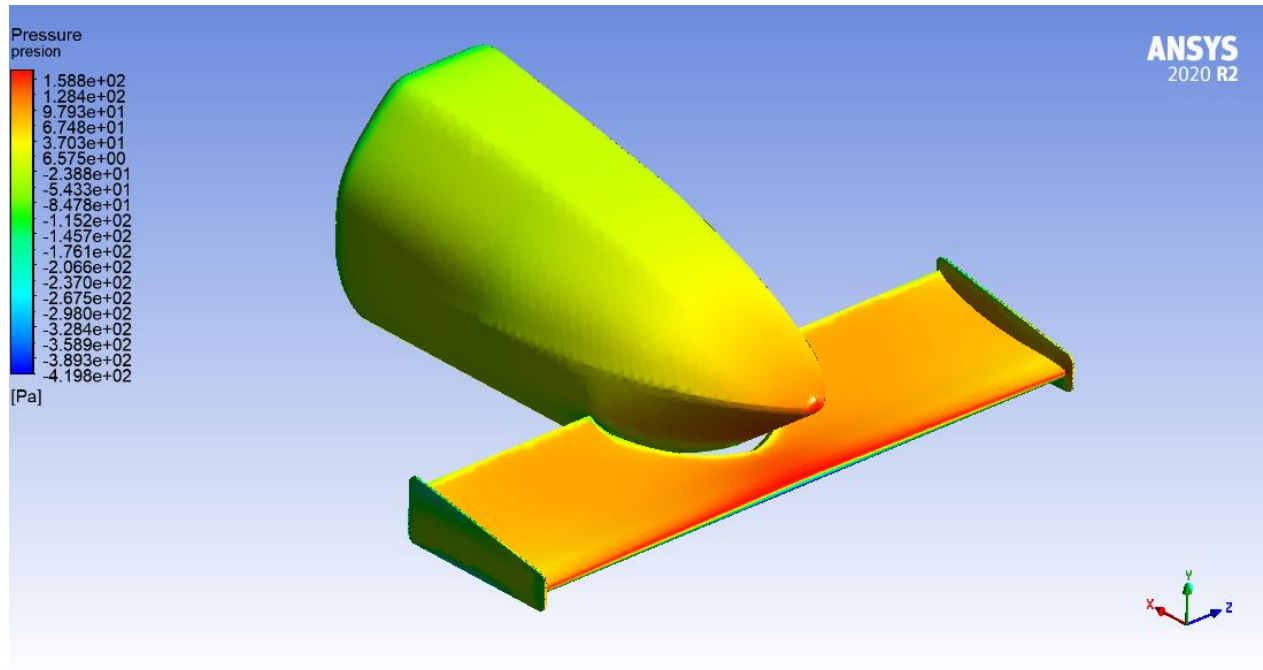


Figura 86 - y^+ para el paquete aerodinámico delantero

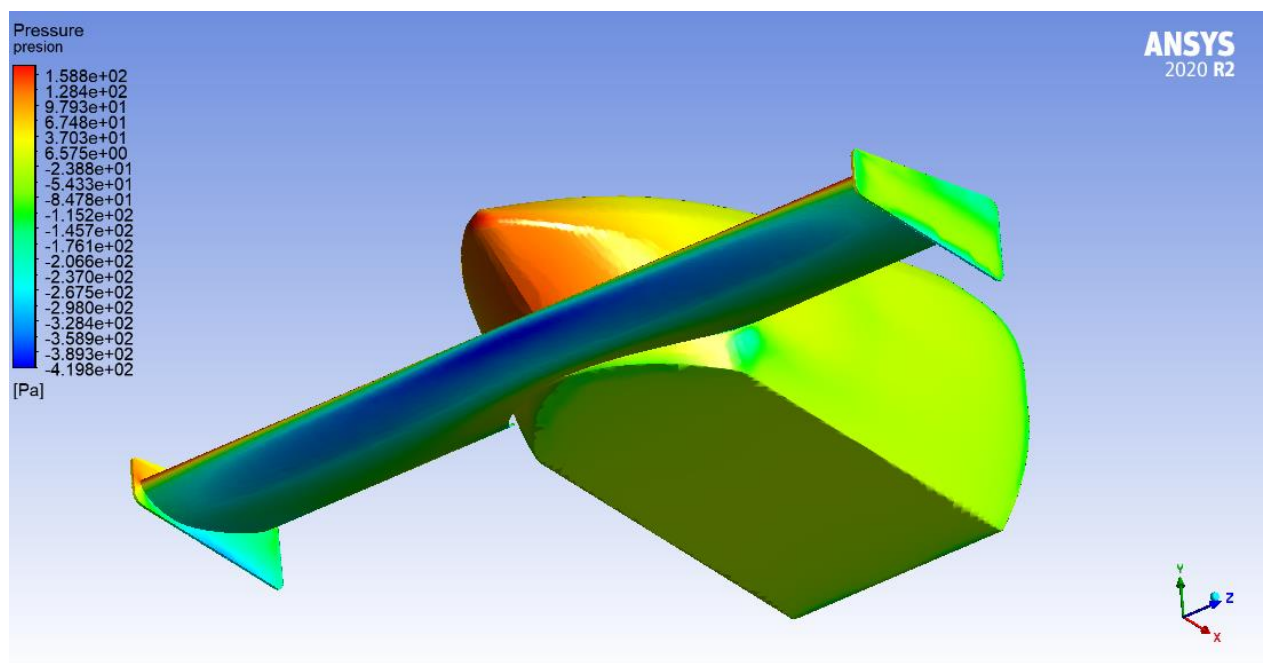
4.3.2. Contornos de presión

Al realizar la simulación en conjunto, es normal esperar un cambio en los contornos de presión de cada elemento, en este caso se puede observar que se presenta un aumento del área de la zona de alta presión sobre la punta del nosecone, esto se debe a que el aire ya no puede fluir libremente hacia la parte inferior, lo que genera una disminución en la velocidad, y por lo tanto un aumento de la presión.

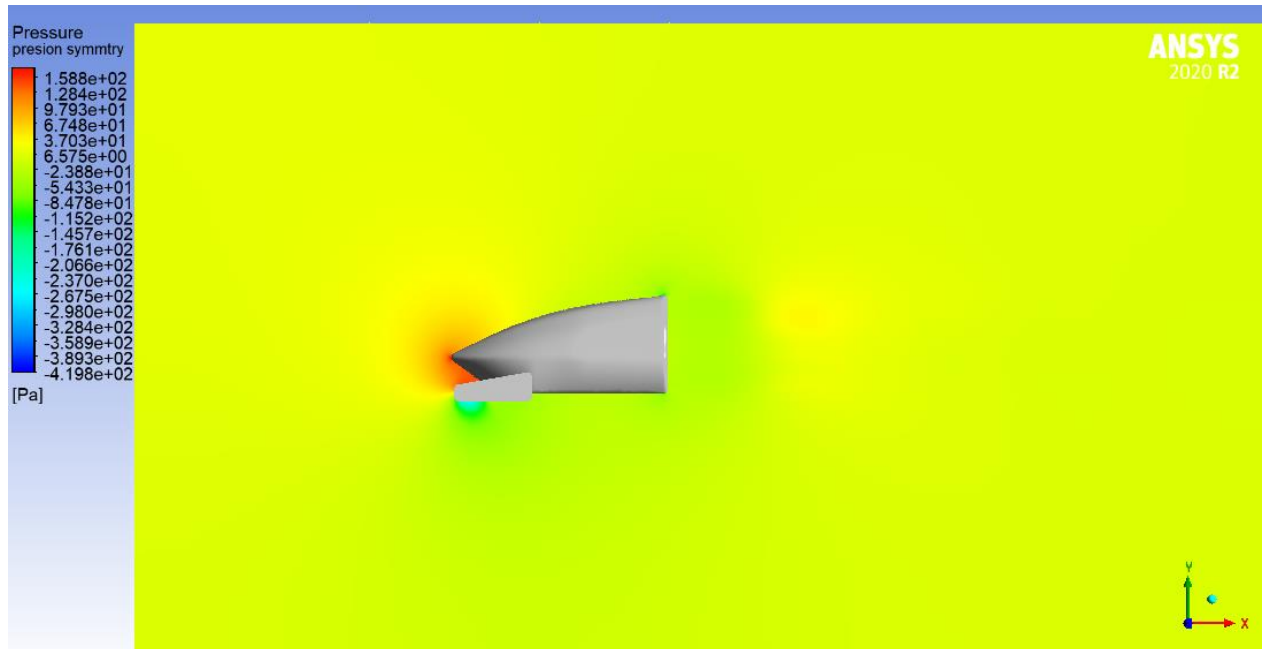
En la figura 87-d, se puede apreciar que los endplates cumplen su función de separar la zona de alta presión de la zona de baja presión.



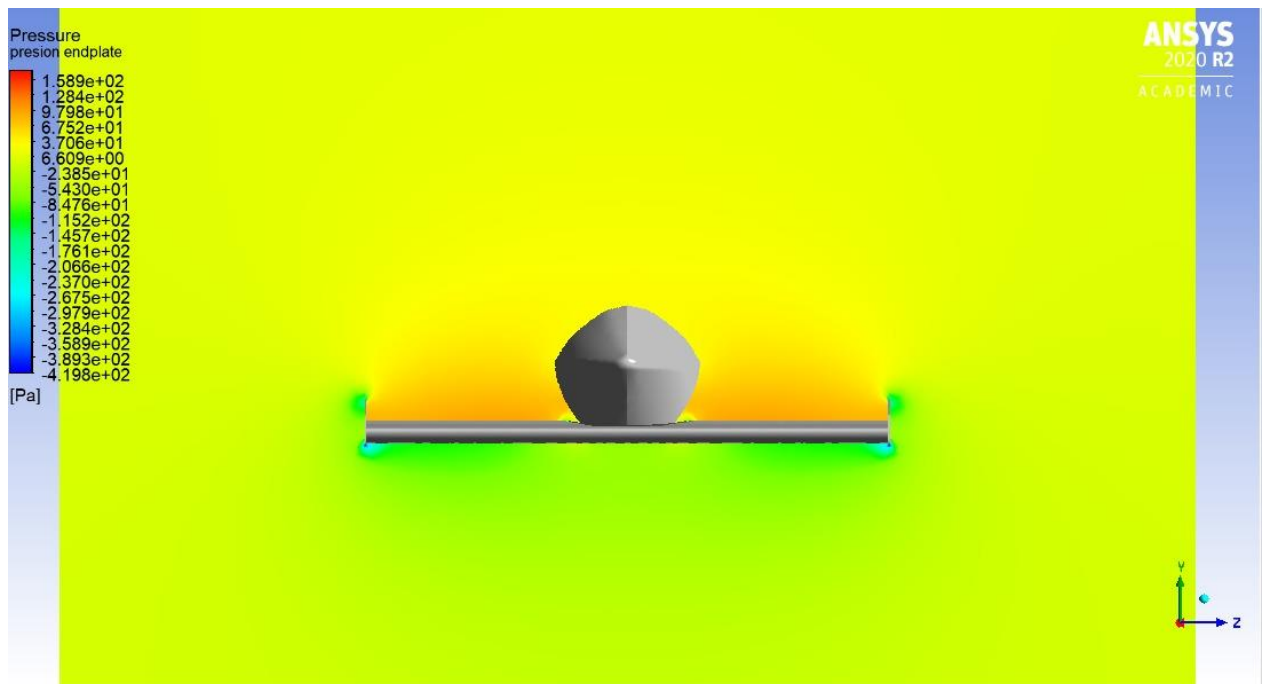
a) Parte superior



b) Parte inferior



c) Vista lateral



d) Enplates

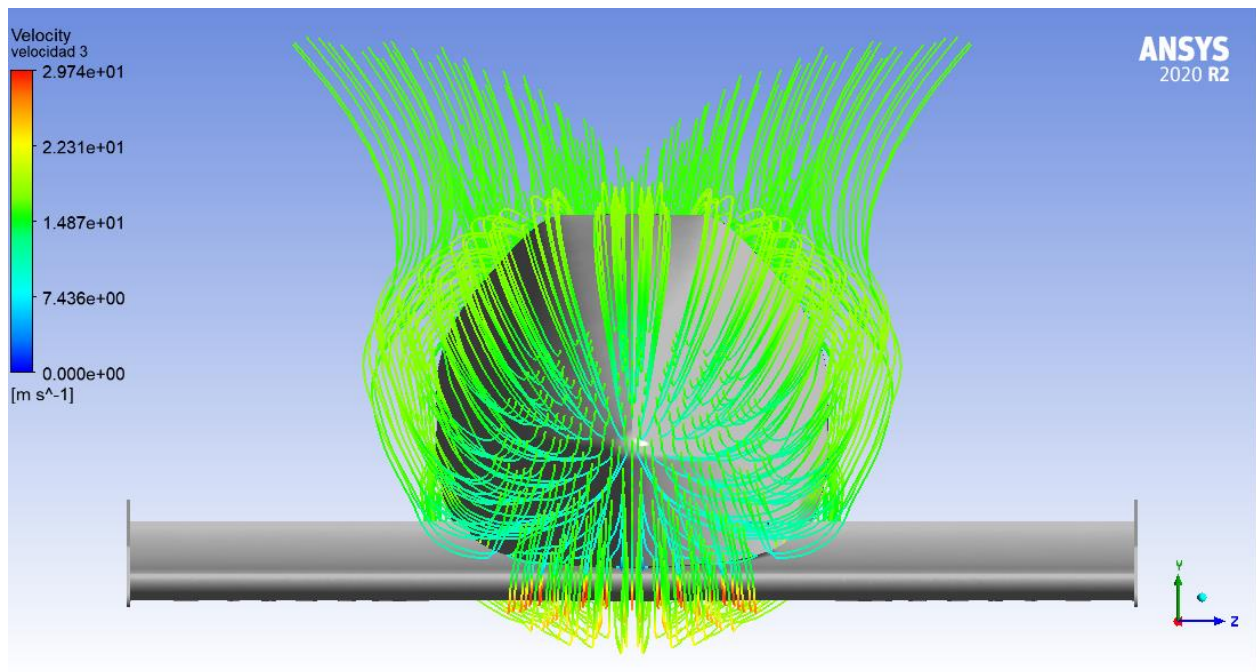
Figura 87 - Contornos de presión para el paquete aerodinámico delantero

	Pmax [Pa]	Pmin [Pa]
Paquete aerodinámico delantero	158,800	-419,800

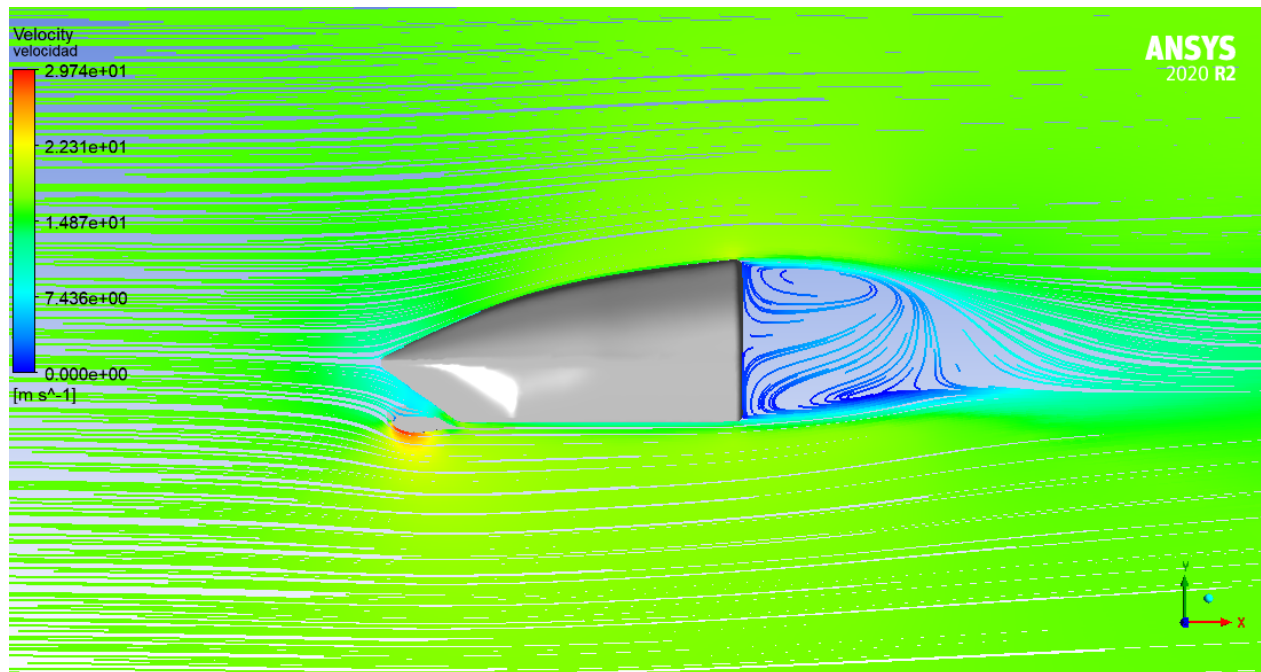
Tabla 17 - Valores de presión máxima y mínima para el paquete aerodinámico delantero

4.3.3. Campo vectorial de velocidad

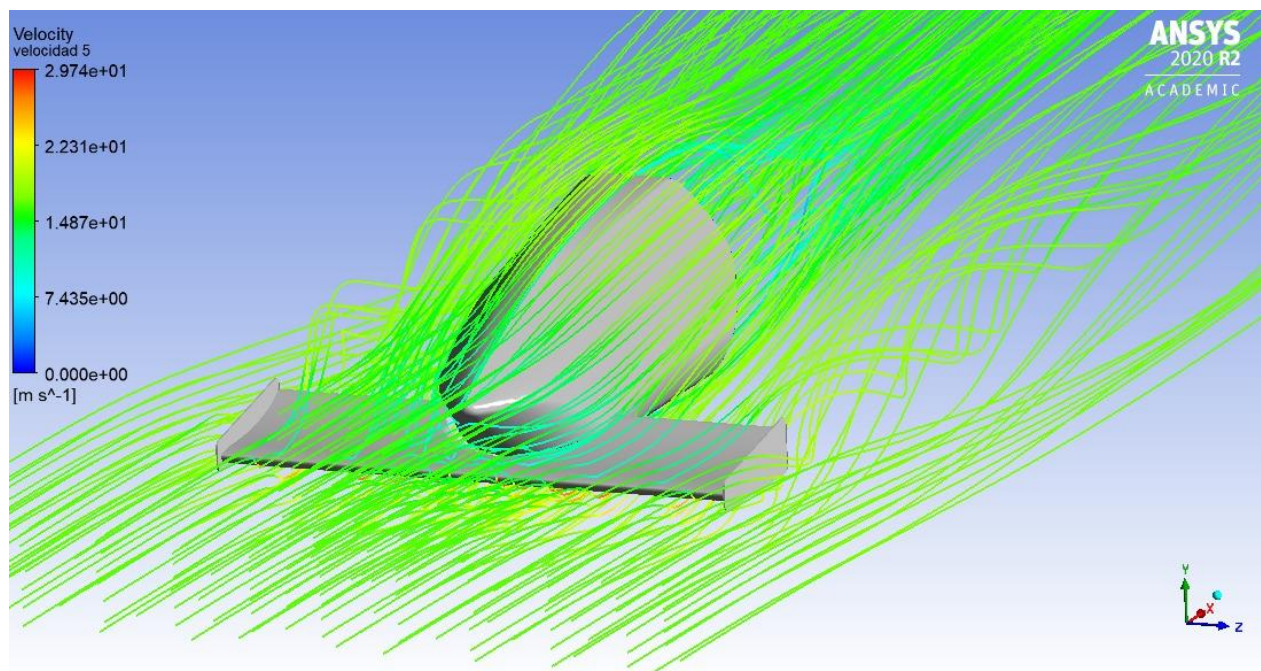
Los campos de velocidad permiten confirmar lo visto en los contornos de presión, ya que se puede evidenciar una zona de baja velocidad cercana a la punta del nosecone, esto se debe a que el flujo presenta una mayor dificultad para fluir a través del modelo. Sin embargo, al observar las líneas de flujo se puede apreciar que el ensamble no genera una gran cantidad de vórtices, permitiendo direccionar el aire que pasa por el costado del nosecone de una forma limpia, a excepción de los vórtices generados por las aristas de los endplates.



a) Vista frontal



b) Vista lateral



c) Vista isométrica

Figura 88 - Campo vectorial de velocidad sobre el paquete aerodinámico delantero

4.4. RESULTADO FINAL DE LA SIMULACIÓN

Una vez finalizada la simulación en conjunto, se puede demostrar que el comportamiento del ensamble es muy distinto al comportamiento de cada elemento, esto se puede evidenciar en el resultado del downforce y en la fuerza de arrastre, en la gráfica a continuación.

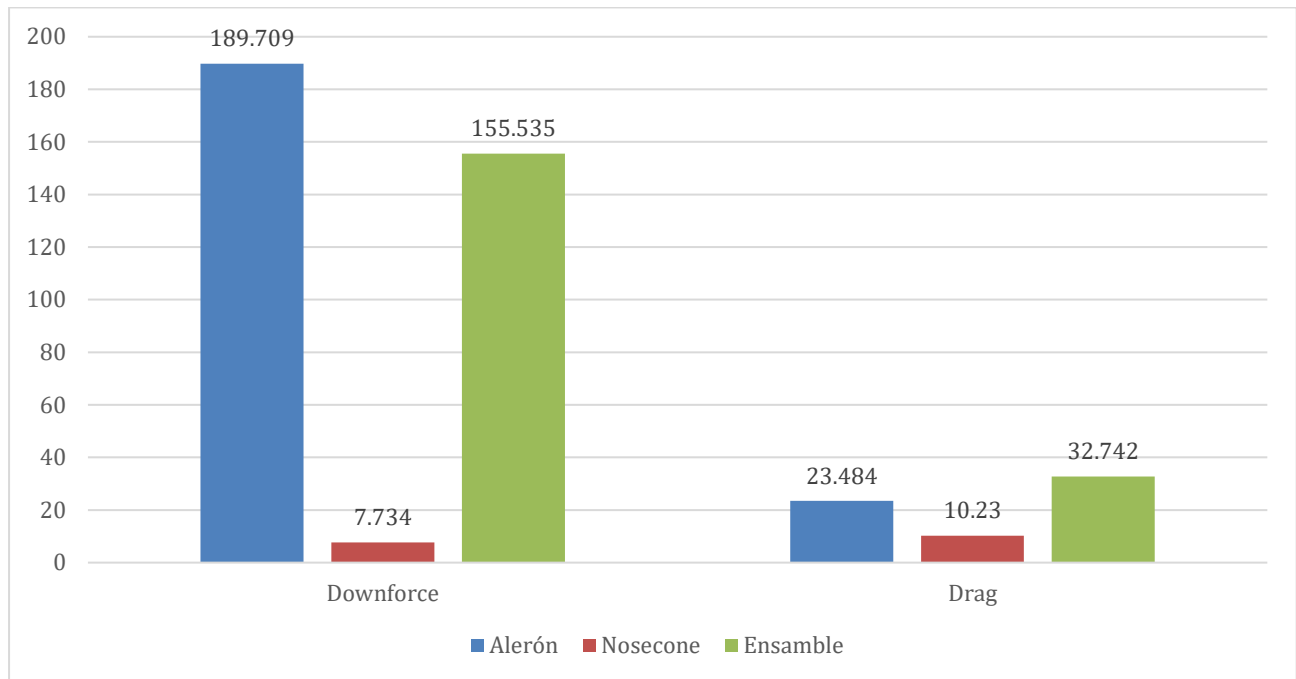


Figura 89 - Gráfica comparativa de los elementos y el ensamble

Se puede observar en el ensamble que el downforce no supera el del alerón como elemento individual, esto se debe a que el flujo de aire no se comporta de la misma manera al encontrarse con más superficies en contacto, también esta disminución del downforce se presenta porque el área efectiva del alerón se ha disminuido para poder ensamblarse con el nosecone. Además, se presenta un aumento poco representativo en el arrastre, lo que indica que el flujo de aire se adapta de una manera adecuada a la morfología del paquete aerodinámico. Esto nos indica la importancia de realizar el análisis en conjunto de los elementos, ya que se presentan muchas diferencias en comparación de su comportamiento individual.

Se puede afirmar entonces, que el ensamblaje permite una apropiada distribución del flujo de aire al costado del nosecone, sin presentarse grandes perturbaciones.

5. CONCLUSIONES, RECOMENDACIONES Y TRABAJOS POSTERIORES

5.1. CONCLUSIONES

- Se realizó el dimensionamiento del alerón frontal respetando las medias restrictivas del reglamento de la fórmula SAE. Se obtuvo que, el alerón más indicado según la eficiencia aerodinámica, es el alerón con cuerda de 400mm, además, se concluyó que al presentarse un aumento de 10mm de cuerda para el alerón, se produce un aumento del 1,4% para el downforce y un aumento del 3,3% en la fuerza de arrastre.
- Se definieron las condiciones de frontera necesarias para el análisis del paquete aerodinámico delantero, pudiendo configurar el flujo de trabajo para las diferentes simulaciones, y obteniendo el comportamiento aerodinámico y las cargas ejercidas sobre los componentes aerodinámicos del vehículo.
- Se diseñó una configuración final para el nosecone y los endplates, permitiendo una adecuada distribución del flujo de aire en el costado del nosecone, sin presentarse vórtices notables alrededor del nosecone.
- Se analizaron los resultados obtenidos en las simulaciones de los elementos propuestos, se logra identificar los diferentes comportamientos de los elementos, cuando trabajan en conjunto y cuando están de manera individual, permitiendo obtener la configuración más adecuada con la ayuda de las matrices de decisión, dando como resultado la mejor configuración el alerón de cuerda $L_c = 400\text{mm}$ y el nosecone angular.

5.2. RECOMENDACIONES

- Al momento de realizar la simulación se debe tener claro cuál es el área y la longitud de referencia utilizada, ya que el cambio de estos parámetros afecta en gran medida los valores obtenidos en los coeficientes de drag y lift.

- Se recomienda realizar una adecuada limpieza del modelo, debido a que esto puede generar complicaciones en el mallado, dificultando la convergencia en la simulación.
- En la página web utilizada para calcular la distancia estimada de pared, se debe asumir un valor de y^+ una o dos décimas por debajo de uno, de esta forma se conseguirá una gráfica de y^+ con valores cercanos a uno, obteniendo un mallado de buena calidad. Los valores de y^+ se deben verificar en las primeras 200 iteraciones, con el fin de verificar si es necesario un mayor refinamiento.

5.3. TRABAJOS POSTERIORES

- Observar la variación de los resultados del ensamble, al posicionar de diferentes maneras el alerón delantero sobre nosecone, hasta obtener la configuración que indique un mejor rendimiento.
- Estudiar la posibilidad la implementación de footplates que logren una disminución mayor en la generación de vórtices en los extremos del alerón.
- Implementar los multielementos en el paquete aerodinámico delantero, que permita generar una mayor generación de downforce.
- Evaluar diferentes ensambles con los elementos propuestos, para verificar si el rendimiento de una nueva configuración podría superar la propuesta en este trabajo.
- Realizar el análisis del modelo propuesto teniendo en consideración el efecto suelo y verificar a que distancia el ensamble puede obtener un mejor rendimiento.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] D. F. Flórez. Análisis mediante dinámica de fluidos computacionales de un perfil aerodinámico para un vehículo tipo fórmula SAE. Tesis de pregrado. Dpto. Ingeniería mecánica. Universidad Tecnológica de Pereira, 2020.
- [2] I. Oxyzoglou. Design & Development of an Aerodynamic Package for an FSAE Race Car. Tesis pregrado. University of Thessaly. Volos, Greece. 2019.
- [3] F. Ansari. “Aerodynamics Design of Fórmula SAE Race Car”. Int. J. Adv. Eng. Res. Dev. vol. 2, no. 9. 2015 Disponible en [https://issuu.com/editorijaerd/docs/aerodynamics_design_of_formula_sae_]
- [4] D. G. Lendínez. Aerodynamic Design of Formula Student Car. Tesis pregrado. Dpto. de Ingeniería Mecánica. Universidad Carlos III de Madrid. 2013.
- [5] S. Hetawal, M. Gophane, B. K. Ajay, y Y. Mukkamala. “Aerodynamic study of formula SAE car”, Procedia Eng. vol. 97, pp. 40–41. 2014. Disponible en [https://www.sciencedirect.com/]
- [6] ANSYS FLUENT User’s Guide, 13 ed., ANSYS inc, U.S.A. pp. 643-690. 2010.
- [7] E. F. Barrera, F. A. Aguirre, S. Vargas, y E. D. Martínez, “Influencia del Y Plus en el Valor del Esfuerzo Cortante de Pared a través Simulaciones empleando Dinámica Computacional de Fluidos”, Dpto. Ingeniería Mecánica. Universidad Libre. Bogota D.C, Colombia. 2018
- [8] F. Mishriky and P. Walsh. “Towards understanding the influence of gradient reconstruction methods on unstructured flow simulations” Department of Aerospace Engineering, Ryerson University, Toronto, Ontario, Canada. 2017. Disponible en [https://pdfs.semanticscholar.org/270d/fc8af1d91db3cfb2dce2f7e35903d3bf516c.pdf]
- [9] M. (UPCT) Zamora, “Simulación numérica de la inyección de gas en columnas de flujo oscilatorio” tesis pregrado., Universidad Politécnica de Cartagena, Cartagena, 2016.
- [10] SAE International, “Formula SAE Rules 2020”. 2019. Disponible en [https://www.sae.org/attend/student-events]

- [11] F. Mariasiu. “Benchmark tests for a Formula SAE Student car prototyping”, Central European Journal of Engineering. 2011. Vol 1 (4), pp. 423-429. Disponible en [<https://www.degruyter.com/view/journals/eng/1/4/article-p423.xml?language=en>]
- [12] A. Huminic, G. Huminic, “CFD Investigations of an Open-Wheel Race Car”, 4th European Automotive Simulation Conference, Alemania, junio, 2009.
- [13] S. Wordley, J. Saunders. “Aerodynamics for Formula SAE: A Numerical, Wind Tunnel and On-Track Study”, SAE International. Vol 2006-01-0808, pp 1-13. 2006 Disponible en [<https://pdfs.semanticscholar.org/2101/2f3282b08b0c4914a5f006a65a1b22ae54d7.pdf>]
- [14] P. Doddegowda, A. L. Bychkovsky, A. R. George. “Use of Computational Fluid Dynamics for the Design of Formula SAE Race Car Aerodynamics”, SAE International. Vol 2006-01-0807, pp 1-10. 2006 Disponible en [https://www.researchgate.net/publication/300815034_Use_of_Computational_Fluid_Dynamics_for_the_Design_of_Formula_SAE_Race_Car_Aerodynamics]
- [15] S. Wordley, J. Saunders. “Aerodynamics for Formula SAE: Initial design and performance prediction”, SAE International. Vol 2006-01-0806, pp 1-10. 2006. Disponible en [https://www.academia.edu/15688145/Aerodynamics_for_Formula_SAE_Initial_design_and_performance_prediction]
- [16] S. Carsolio, A. Salamanca, Diseño conceptual de un alerón trasero para un automóvil fórmula 1, Tesis pregrado, Departamento de ingeniería aeronáutica, México D. F., 2011.
- [17] F. Mariani, C. Poggiani, F. Risi, L. Scappaticci, “Formula-SAE Racing Car: Experimental and Numerical Analysis of External Aerodynamics”, Procedia Eng. vol. 81, pp. 1013–1029. 2014 Disponible en [<https://www.sciencedirect.com/>]
- [18] C. Murillo Fuentes, Estudio mediante CFD del alerón trasero de un monoplaza con el DRS abierto y cerrado en diferentes circuitos, Tesis Pregrado. Departamento de ingeniería y tecnologías industriales, Escola Tècnica Superior d'Enginyeria Industrial de Barcelona, Barcelona, 2016.

- [19] J. Leganés. Diseño de alerones para el vehículo de fórmula student de la UC3M, Proyecto final de carrera. Dpto. Ingeniería mecánica, Universidad Carlos III de Madrid. Junio, 2014.
- [20] S. Pal, S. M. H. Kabir, and M. M. M. Talukder. Aerodynamic analysis of a concept car model. Department of Mechanical Engineering. University of Engineering & Technology. Chittagong, Bangladesh. 2015.
- [21] P. Mahobia, D. Jain, & S. Shukla. “Computational fluid dynamics based design and investigation of nose cone aerodynamics of formula style student designed racecar”. 2017. Disponible en [\[https://www.researchgate.net/publication/315116795_COMPUTATIONAL_FLUID_DYNAMICS_BASED_DESIGN_AND_INVESTIGATION_OF_NOSE_CONE_AERODYNAMICS_OF_FORMULA_STYLE_STUDENT_DESIGNED_RACECAR\]](https://www.researchgate.net/publication/315116795_COMPUTATIONAL_FLUID_DYNAMICS_BASED_DESIGN_AND_INVESTIGATION_OF_NOSE_CONE_AERODYNAMICS_OF_FORMULA_STYLE_STUDENT_DESIGNED_RACECAR)
- [22] P. B. Meederira, Aerodynamic development of a IUPUI Formula SAE specification car with Computational Fluid Dynamics (CFD) analysis. Indiana- University Purdue- University. Indianapolis, 2014.
- [23] S. Vaidya and C. Kulkarni, “Aerodynamic Development of a Formula Sae Car: Initial Design Stage” Int. J. Eng. Res., vol. V6, no. 12, pp. 14–18, 2017. Disponible en [\[https://www.ijert.org/aerodynamic-development-of-a-formula-sae-car-initial-design-stage\]](https://www.ijert.org/aerodynamic-development-of-a-formula-sae-car-initial-design-stage)
- [24] M. Mersinligil, Airfoil boundary layer calculations using interactive method and transition prediction technique. Bachelor thesis. Department of Aerospace Engineering. Middle East Technical University. 2006
- [25] L. M. Soria Castro, C. J. Scarano, L. González De Cecco. “Aplicaciones de cfd para aerodinámica aeronáutica en fadea S.A.” Asociación Argentina de mecánica computacional. [PDF] Mecánica Computacional Vol XXXIV, pp. 1043-1060. 2016 Disponible en [\[https://cimec.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/5030/4962\]](https://cimec.org.ar/ojs/index.php/mc/article/view/5030/4962)
- [26] A. Prasanth, S. Biswal, A. Gupta, and A. Barodawala, “Complete design and optimization of the aerodynamics of a FSAE car using solidworks ANSYS & XFLR.5” Proceedings of the World

Congress on Engineering. Vol II. 2016 Disponible en [http://www.iaeng.org/publication/WCE2016/WCE2016_pp961-965.pdf]

[27] S. Thabet y T. H. Thabit. “CFD Simulation of the Air Flow around a Car Model. (Ahmed Body)”. Int. J. Sci. Res. Publ. [PDF] vol. 8, núm. 7, p. 8. 2018 Disponible en [https://www.researchgate.net/publication/326583896_CFD_Simulation_of_the_Air_Flow_around_a_Car_Model_Ahmed_Body]

[28] D. H. J. Willemsen, CFD-based aerodynamic optimisation of a 2D race car diffuser. Bachelor thesis. Department of Applied Physics Eindhoven University of Technology. 2012.

[29] H. Dahlberg. Aerodynamic development of Formula Student race car. Bachelor thesis at KTH Mechanics. KTH Vetenskap Och Konst. 2014.

[30] R Camúñez LLanos, Elementos y dispositivos aerodinámicos en la Fórmula 1: parte central del vehículo, Tesis Pregrado. Departamento de ingeniería y tecnologías industriales, Escola Tècnica Superior d'Enginyeria Industrial de Barcelona, Barcelona, 2014.

[31] J. L. Mateos Corona, Estudio y diseño aerodinámico de un fondo plano para un vehículo Fórmula Student, Tesis pregrado., Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Universidad de Sevilla, Sevilla, 2017.

[32] C. A. Andrade, J. L. Gómez, Estudio de la factibilidad de la colocación de un alerón frontal y posterior mediante análisis CFD para el vehículo monoplace eléctrico tipo fórmula SAE, Tesis pregrado., Departamento de Ingeniería Mecánica Automotriz, Universidad Politécnica Salesiana, Cuenca, 2017.

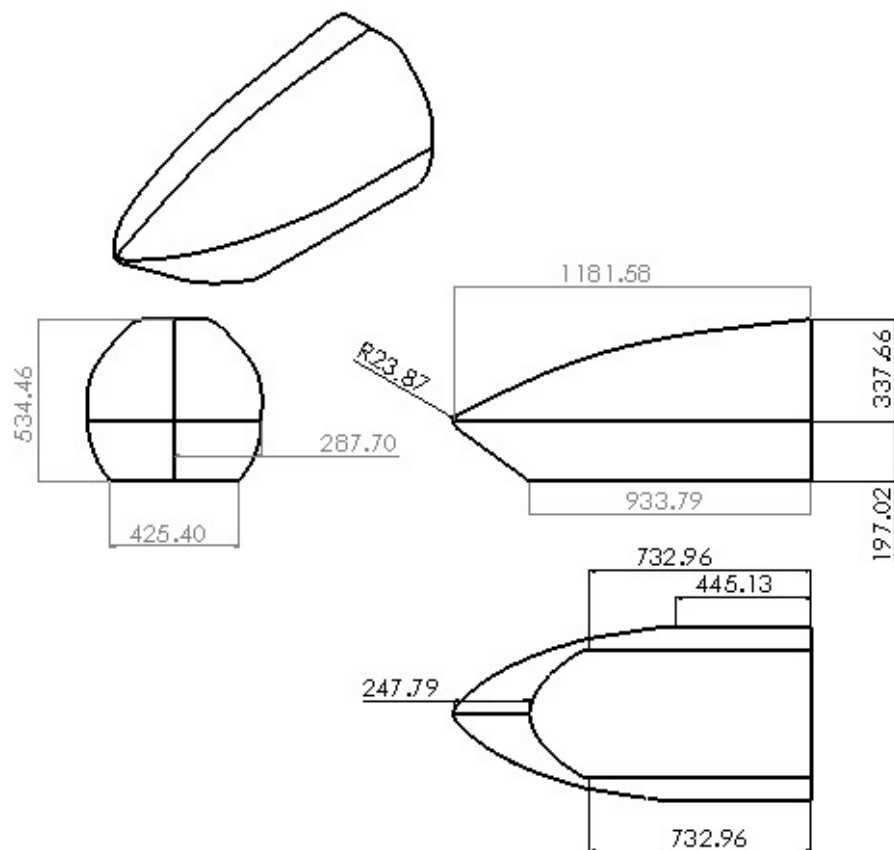
[33] M. F. Torres Espejo, Diseño, desarrollo y fabricación de Maqueta de un alerón delantero Fórmula Student, Tesis pregrado. Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Universidad de Sevilla, Sevilla, 2015.

[34] D. W. Anderson y S. Eberhardt, Understanding Flight, New York: Mc Graw Hill, 2001.

[35] “Airfoil Tools”. Consultado: 20-Jul-2020. Disponible en [http://airfoiltools.com/]

- [36] L. Löfdahl, M. Bargende, H.C. Reuss y J. Wiedemann, Evolution of downforce on performance cars, Internationales Stuttgarter Symposium, Proceedings. Springer, 2018.
- [37] R. Huertas and O. Ochoa Álvarez. “Determinación de los valores de arrastre y sustentación de las superficies alares de un dron de ala fija.”, UIS Ingenierías. pp 1-9. 2019. Disponible en [<https://repository.usta.edu.co/bitstream/handle/11634/19483/2019julianromero.pdf?sequence=5&isAllowed=y>]
- [38] S. Martínez, Medida de los coeficientes de arrastre y sustentación y análisis de vibraciones en un ala con perfil NACA 0012. Master Oficial en Hidráulica Ambiental - Especialidad en Aero-hidrodinámica de Vehículos Universidad de Granada, Universidad de Málaga, 2013.
- [39] D. Santamaría López. Capa Limite, Universidad de Oviedo, España., pp. 1-3. 2008
- [40] L. E. Fauroux, J. E. Eterovic, O. J. Degaetani. “Vista de EL EFECTO VENTURI Y SU INCIDENCIA EN EL RENDIMIENTO DE TURBINAS MICRO-HIDRAULICAS.”, Departamento de Ingeniería e Investigaciones Tecnológicas. Vol. 3, pp. 1-7. 2018. Disponible en [<https://reddi.unlam.edu.ar/index.php/ReDDi/article/view/56/107>]
- [41] Simerics, Inc “CFD Online”. Consultado: 1-oct-2020. Disponible en: [<https://www.cfd-online.com/Tools/yplus.php>]
- [42] ANSYS, Inc. Ansys fluent (Nº de version R2). WINDOWS, 2020.

Anexo A. Dimensiones nosecone angular



Los modelos CAD utilizados están disponibles en
[\[https://drive.google.com/drive/folders/1etCNVo5UbwKp7KYrCJAluTfbiG54KitT\]](https://drive.google.com/drive/folders/1etCNVo5UbwKp7KYrCJAluTfbiG54KitT)